

一维和二维电热除冰相变传热特性的参数影响分析

肖春华^{1,2}, 于昆龙¹, 桂业伟¹, 唐乔乔¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心

空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心

飞行器结冰与防除冰重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 基于飞机电热除冰过程冰层融化的特征,开展了一维和二维电热除冰相变传热特性数值计算研究和参数影响分析,重点考虑了加热模式、冷却时间、加热功率和加热单元间隔等参数对冰层相变传热的影响。采用了基于焓-多孔介质方法的热焓模型,将计算区域看作是包括多层材料和冰、水及其混合区的多孔介质,采用了结构化网格拓扑结构对计算区域进行划分,采用了有限体积方法对控制方程组进行离散,采用线性插值的方法获得混合区的物性参数,耦合能量方程和液态水体积分数公式,迭代求解了计算域的温度分布,获得了不同材料间界面温度的变化,重点分析了冰-保护层界面的温度变化。基于二维电热除冰模型的冰-保护层界面温度不均匀特征,提出了耦合考虑冰-保护层界面热点和冷点温度的冰脱落温度判断准则。研究表明:高功率的周期性加热模式要优于低功率的连续性加热模式,采用合理的冷却时间和加热功率,可获得更低的能量消耗和更好的除冰效果。合理设置加热单元间隔可以提高周期性的除冰效率,但也会形成冷点和热点,造成冰-保护层界面温度分布的不均匀。冰-保护层界面的冷点类似于锚点,即使此刻热点的冰已经融化,整个冰层也无法脱落和剥离。因此,冰脱落的判断要耦合考虑界面热点和冷点的温度特征。

关 键 词: 电热; 除冰; 相变; 传热; 焓

中图分类号: V211

文献标志码: A

Analysis of parameteric influence on phase change heat transfer characteristics of 1-D and 2-D electrothermal deicing

XIAO Chunhua^{1,2}, YU Kunlong¹, GUI Yewei¹, TANG Qiaoqiao¹

(1. State Key Laboratory Aerodynamics,

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

2. Key Laboratory of Aircraft Icing and Anti/De-Icing,

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

Abstract: Comparative analysis and numerical study on phase change heat transfer characteristics of one-dimensional (1-D) and two-dimensional (2-D) electrothermal deicing were presented. The effects of heating mode, cooling time, heater power and heater gap on phase change heat transfer characteristics were emphasized. The enthalpy model was applied due to the enthalpy-porous medium method. The computational domain was treated as a porous me-

收稿日期: 2017-08-31

基金项目: 国家自然科学基金委员会资助面上项目(11572338); 国家重点基础研究计划(2015CB755804)

作者简介: 肖春华(1976—),男,副研究员,博士,主要从事结冰机理与防除冰应用研究。

引用格式: 肖春华,于昆龙,桂业伟,等. 一维和二维电热除冰相变传热特性的参数影响分析[J]. 航空动力学报,2018,33(4):882-893. XIAO Chunhua, YU Kunlong, GUI Yewei, et al. Analysis of parameteric influence on phase change heat transfer characteristics of 1-D and 2-D electrothermal deicing[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 882-893.

dium including multi-layer material, ice and water and mushy zone. The structured mesh topology was used to distribute the computational domain. The finite volume method was adopted to discretize the governing equations. The temperature was obtained by iteration of the energy equation coupled with the liquid volume fraction formula. The properties of the mushy zone can be obtained by linear interpolation. The interface temperature between different materials was obtained. The variation of interface temperature between ice and shield was emphasized. Due to the non-uniformity characteristics of ice-shield interface temperature of 2-D electrothermal deicing model, the temperature criterion to judge ice shedding coupled with hot point and cold point temperature of ice-shield interface was considered. It shows that periodic heating mode for high heater power is superior to continuous heating mode for low heater power. If reasonable combination of cooling time and heater power is adopted, better deicing performance and less energy consumption can be obtained. The reasonable distribution of heater gap can largely improve the deicing efficiency, but leading to the formation of hot point and cold point along ice-shield interface. It will make the ice-shield interface temperature uneven. The cold point at ice-shield interface is similar to stubborn anchor point, which will make the ice layer adhere to the shield surface firmly even if the ice at hot point melts completely. Therefore, the temperature characteristics of hot point and cold point at ice-shield interface for electrothermal deicer should be considered to judge the ice shedding from the shield surface.

Key words: electrothermal; deicing; phase change; heat transfer; enthalpy

结冰气象条件下飞机飞行时,当部件表面发生结冰后,必须及时进行除冰,否则将发生飞行事故^[1-2]。含电加热单元的多层电热除冰结构是飞机典型的除冰结构,加热单元将电能转化为热能,热量通过多层材料传递到结冰表面,将其表面的冰融化,冰在气动力或惯性力的帮助下,达到冰脱落的目的^[3]。

多层材料传热与冰相变的耦合是电热除冰过程中的重要特征。其中,电热除冰过程分为两部分:一是多层材料的传热特性;二是冰的融化特性。冰受热发生融化发生相态的变化,融化特性又影响多层除冰结构的传热。

电热除冰通常采用连续性和周期性加热策略。沿弦长方向和展长方向的驻点线位置采用连续性加热模式进行防冰,是防止前缘大面积结冰而包住前缘部位,造成除冰的困难。翼上、下表面大部分的除冰区域采用周期性加热模式进行除冰,实现周期性冰脱落,可大大节省能量消耗。

研究人员在电热除冰计算方面主要侧重于计算模型和计算方法的研究。20 世纪 70 年代至 80 年代初期,主要是一维电热除冰问题的建模和计算^[4-7]。20 世纪 80 年代前期至 90 年代初期,主要是二维电热除冰问题的建模和计算^[8-14]。从 90 年代前期开始,主要是三维简单电热除冰问题的

建模和计算^[15-19]。一维电热除冰问题是热量只沿每层材料的厚度方向传递,而沿长度方向不变。二维电热除冰问题是热量既沿每层材料的厚度方向、又沿长度方向传递。Stallabrass^[4]首次对电热除冰结构进行了建模,建立了一维电热除冰计算模型,但未考虑相变的影响。Baliga^[5]采用显热方法改进了一维电热除冰计算模型,考虑了相变过程的潜热效应。Marano^[6]运用热焓法进一步发展了 Baliga 的计算模型,也考虑了除冰过程的相变传热。Roelke 等^[7]采用热焓和温度作为自变量,在整个计算区域建立统一方程,根据焓值确定了冰-水相界面。Chao^[8]基于 Marano 的计算模型向二维进行了扩展。Leffel^[9]用电热除冰瞬态热响应实验验证了 Marano 和 Chao 的计算模型,发现 Marano 的计算结果和实验结果吻合较好,但在曲率较大的区域两者相差较大。Masulaniec^[10]发展了二维电热除冰模型,克服了曲率带来的影响,结果与 Leffel 的实验结果吻合较好。Wright 等^[11-12]扩展了二维电热除冰模型,提高了计算效率。Keith 等^[13]研究了一维和二维计算模型的优劣。Wright 等^[14]基于已有的二维除冰模型,考虑了结冰、融冰和冰脱落影响,并植入到 NASA/Lewis 结冰程序 LEWICE 中。Yaslik

等^[15]运用假定相态方法,首次对简单的三维电热除冰问题进行了计算。Huang 等^[16-19]耦合有限元和假定相态方法,克服了冰复杂外形的影响,进一步发现弦向曲率对计算的影响。常士楠等^[20-21]研究了周期性加热控制律对除冰表面温度的影响规律,并采用块修正技术对方程组的求解进行了改进。肖春华^[22]对飞机电热除冰过程的传热特性进行了系统研究,并深入分析了电热除冰带来的系列影响。

以上研究主要是关注计算模型和计算方法。通常,冰与固壁之间存在黏附界面^[23],在本研究中也即冰-保护层界面。电热除冰过程的相变传热特性是非常复杂的现象,通常可以分为两种情况(图 1)。一种情况是黏附界面的冰完全融化,此时冰将发生脱落,该情况对应一维电热除冰问题;另外一种情况是黏附界面部分融化,除冰表面还黏附着一些冰,此时冰无法脱落,这种情况是典型的二维电热除冰问题。

冰与除冰结构之间存在的黏附界面融化对于冰层脱落非常重要。对于一维电热除冰模型,由于不考虑侧向的传热,热量只沿着厚度方向进行传递,就使得黏附界面发生完全融化现象,这是除冰最为理想的情况,此时可考虑冰层完全被剥离。对于二维电热除冰模型,侧向的传热已经不可忽略,因此热量不仅沿着厚度方向进行传递,还将沿着侧向进行传递^[23],这就使得黏附界面的融化更为复杂,会发生部分融化、部分冻结的现象,此时,部分冰仍然冻结在固壁表面无法脱离,使得冰脱落的判断更加复杂。

Yaslik 等^[15]研究发现,不均匀的加热容易形

成冷区(点),冷区(点)类似于锚点,该区域的冰牢牢固结在表面上,即使此时热点的冰已经融化,空气动力或者离心力也很难克服附着于冷区(点)表面冰的黏附力,因此,冰的剥离主要取决于冷区(点)表面冰的融化。

本研究利用数值计算方法对电热除冰过程的传热特性进行研究,采用热焓模型描述相变传热过程,采用有限体积方法对控制方程组进行离散,系统研究了加热模式、冷却时间、加热功率和加热单元间隔等参数对相变传热特性的影响,本研究没有考虑冰脱落之后的传热变化。

1 研究方法

电热除冰结构由底层、内绝热层、加热单元、外绝缘层、保护层、冰组成,加热单元呈周期性分布。为了简化问题,本文采用一个单元的二维多层除冰结构进行研究(如图 2 所示),单元长度为 1.27 cm,加热单元位于中间,长度为 0.635 cm,加热单元间隔分布两边,长度为 0.3175 cm,均沿中线对称分布。加热单元间隔长度减小至零,则该二维多层除冰结构将变成一维多层除冰结构。各层的厚度及物性参数设置与文献[11]的一致。

根据电热除冰不均匀的特征,通常,冰与固壁间的黏附界面存在两个最为重要的点,一是热点,即对称中线与冰-保护层界面的交点,这是距离加热单元最近的点;二是冷点,即侧边界与冰-保护层界面的交点,这是距离加热单元最远的点,这两个点代表了冰-保护层界面的最高和最低温度,在本研究中作为除冰特性的分析点。表 1 给出了电热除冰结构每层材料的物性参数和厚度。下文中,有加热单元间隔的称为二维除冰结构,无加热

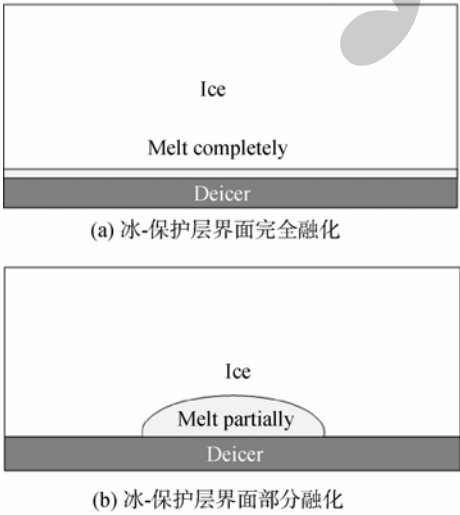


图 1 电热除冰过程示意图

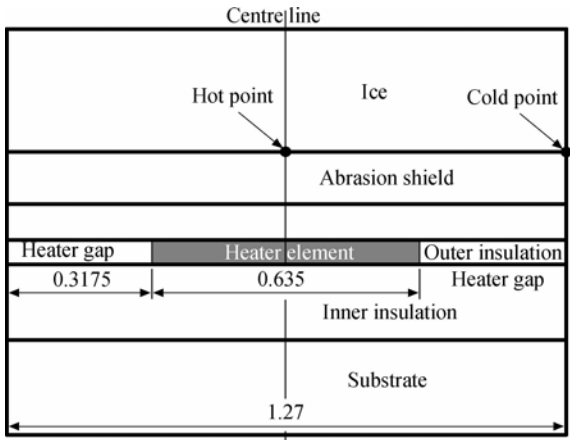


图 2 二维电热除冰结构示意图(单位:cm)

Fig. 2 Sketch of 2-D electrothermal deicer pad (unit:cm)

Fig. 1 Sketch of electrothermal deicing process

表 1 每层材料的物性参数和厚度
Table 1 Property and thickness for each material layer

每层名称	厚度/cm	导热系数/(W/(m·K))	比热容/(J/(kg·K))	密度/(kg/m³)
水	0.63500	0.55380	4186.553	999.550
冰		2.23250	2110.023	919.460
保护层	0.03048	15.0566	489.800	7929.108
外绝缘层	0.02540	0.38074	962.900	1762.024
加热单元	0.01016	13.1529	418.660	882.133
内绝热层	0.12700	0.38074	962.900	1762.024
底层	0.22098	115.0876	1088.500	2482.852

单元间隔的称为一维除冰结构。

基于冰-保护层界面冷点和热点,本文建立电热除冰过程冰脱落的温度判断准则:如果冰-保护层界面冷点、热点温度均同时大于冰融点,则可以判断冰层发生脱落;如果冰-保护层界面冷点、热点有一个点的温度仍然低于冰融点,则认为该冰层无法发生脱落。冰脱落是个极其复杂的问题,现实中也可能会出现黏附界面的绝大部分冰已融化,但仍然存在一个冷点固结于表面的现象,因此,必须综合考虑黏附界面热点和冷点的融化情况,才能更合理的判断冰是否脱落。

因此,本研究中不仅关注热点的冰融化,更侧重于冷点冰融化的分析,根据本文提出的综合考虑黏附界面热点和冷点冰融化的冰脱落温度判断准则,对冰-保护层界面冷点和热点的温度历程进行详细比较和分析,为进一步判断冰层的剥离提供热分析参考和基础。

为了简化问题,采用如下假定:

- 1) 每层材料的物性参数是常数。
- 2) 层与层之间没有接触热阻。
- 3) 忽略冰融化时产生的密度变化。
- 4) 相变发生在融点附近的很小温度区([273,273.15]K)。

基于上述的假定,采用了基于焓-多孔介质方法的热焓模型^[24-26]。整个计算区域认为是一个包括固体冰和液态水以及混合区的多孔介质材料,控制方程组如下:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

(1)

$$\begin{aligned} &\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \\ &-\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) + S_x \end{aligned}$$

(2)

$$\begin{aligned} &\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = \\ &-\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) + S_y + S_b \end{aligned}$$

(3)

$$\begin{aligned} &\frac{\partial H}{\partial t} + \frac{\partial (uH)}{\partial x} + \frac{\partial (vH)}{\partial y} = \\ &\frac{k}{\rho} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) + Q \end{aligned}$$

(4)

$$\varphi = \frac{T - T_s}{T_1 - T_s} \quad T_s < T < T_1$$

(5)

式中 μ 为动力黏度,下标 $x、y、b、s、l、ref$ 分别代表 x 轴方向、 y 轴方向、浮升力、固体、液体和参考值。

当液态水体积分数 φ 为1,多孔介质将全部变成液态水。随着液态水体积分数的减小,流动速度也相应降低。当液态水体积分数变成0时,流动将冻结,多孔介质将变成固体冰,混合区内的液态水将全部发生冻结,附加源项 S 和速度之间的关系如下:

$$S_x = -\omega u, \quad S_y = -\omega v$$

(6)

针对液体相, ω 为0,动量方程(2)和方程(3)中的附加源项 $S_x、S_y$ 也为0,此时流动速度可通过求解动量方程获得。而针对固体相, ω 是很大的数,当附加源项 $S_x、S_y$ 很大时,附加源项在动量方程中占主导作用,其余项与之相比可忽略不计,这样可以强制计算的流动速度为零。这样,附加源项将固体相、液体相和混合区的动量方程统一起来了,实现了采用同一个方程组对全场进行统一求解。根据 Carman-Koseny 方程^[25], ω 的取值依据如下关系式:

$$\omega = -A_{\text{mush}} \frac{(1 - \varphi)^2}{\varphi^3 + \epsilon}$$

(7)

式中 A_{mush} 为混合区常数,值太大不容易收敛,值太小则会造成物理的伪解,本文取 10^5 。 ϵ 为小

量,可防止分母为零,本文取 0.001。

S_b 是考虑自然对流影响的附加源项,定义为下式:

$$S_b = \rho g \gamma (T - T_b)$$

(8)

式中 g 为重力加速度, γ 为冰的膨胀系数, T_b 选取冰的相变温度。

每层材料的比焓 h 是显热 h_1 和潜热 h_2 之和,可通过下列关系式进行计算。

$$h = h_1 + h_2$$

(9)

显热 h_1 的计算公式如下:

$$h_1 = h_{\text{ref}} + \int_{T_{\text{ref}}}^T c_p dT$$

(10)

冰-水混合区的潜热按照线性关系进行释放,混合区的潜热是液态水体积分数乘以潜热 L ,计算关系式如下:

$$h_2 = \varphi L$$

(11)

热焓和温度满足如下分段线性关系式:

$$H = \begin{cases} c_s (T - T_{\text{ref}}) & T < T_s \\ c_s (T_s - T_{\text{ref}}) + \frac{T - T_s}{T_1 - T_s} \cdot L & T_s \leq T \leq T_1 \\ c_s (T_s - T_{\text{ref}}) + L + c_l (T - T_1) & T > T_1 \end{cases}$$

(12)

式中 T_s 、 T_1 分别为固化温度和液化温度; h_{ref} 、 T_{ref} 分别为参考焓和参考温度; c_s 、 c_l 分别为冰和水的比热容。

耦合能量方程和液态水体积分数,通过迭代求解方法获得计算区域的温度。为了提高迭代求解的收敛性,采用 Voller 等^[26]的方法对液态水体积分数进行更新。

采用线性插值方法获得冰-水混合区的导热系数等物性参数(如图 3 所示),满足下列的关系式:

$$\kappa = \begin{cases} \kappa_s & T < T_s \\ \kappa_s + (\kappa_l - \kappa_s) \frac{T - T_s}{T_1 - T_s} & T_s < T < T_1 \\ \kappa_l & T > T_1 \end{cases}$$

(13)

方程(1)~方程(5)是基于焓-多孔介质方法的热焓模型基本关系式,该模型描述的相变不是发生在某一温度,而是发生在非常小的温度范围内,此时冰-水混合区存在。

初始流动速度为零,初始温度与周围环境温度相等,冰与外流场间界面满足强迫对流换热条件^[27-32],由于外流场速度较高,此时表面传热系数相对较大。而内流场的速度很低,因此,底层与内

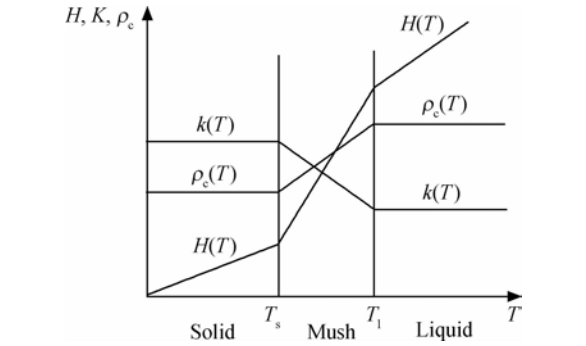


图 3 混合区物性参数的线性变化示意图
Fig. 3 Schematic map of linear variation of physical property for mushy zone

流场间界面满足自然对流换热条件^[9],与强迫对流换热相比,表面传热系数要小得多。本研究取内表面的表面传热系数 $\alpha_{\text{in}} = 10 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$,外表面的表面传热系数 $\alpha_{\text{out}} = 60 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 。这样,与外、内流场相接触的边界条件满足如下关系式:

$$-\kappa \nabla T \cdot \mathbf{n}|_{\text{interface}} = \alpha_{\text{out}} (T - T_{\text{out}})$$

(14)

$$-\kappa \nabla T \cdot \mathbf{n}|_{\text{interface}} = \alpha_{\text{in}} (T - T_{\text{in}})$$

(15)

对于每层材料之间的界面,比如 i 层和 $i+1$ 层之间的界面,温度和热流均是连续的^[33],由于单个周期的电热除冰结构是对称的,因此计算区域的左、右侧边界满足对称边界条件,其温度的法向梯度为零。图 4 是加热单元的连续性热源和周期性热源。多层电热除冰结构加热单元的体积热源项 Q 大于零,满足下面的关系式:

$$Q = \begin{cases} \text{const} & 0 + it_w \leq t \leq t_h + it_w \\ 0 & t_h + it_w < t \leq i + it_w \end{cases}$$

(16)

式中 t 为时间。

采用有限体积方法对控制方程组进行离散,采用结构化网格技术对计算区域进行划分,为了保证计算精度,分别采用二阶格式对能量方程和动量方程进行离散,数值计算采用分离式求解方法和低松弛收敛技术,压力和速度耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked

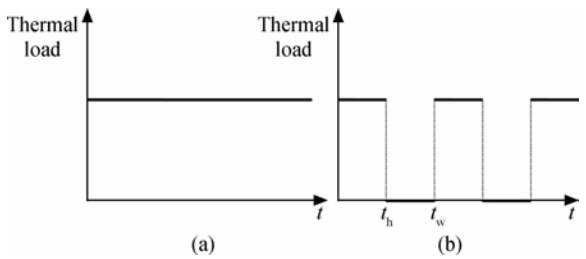


图 4 加热单元的连续性热源和周期性热源
Fig. 4 Continuous and periodic heat source for heater

equations)算法。

时间步长过大,会造成计算偏差较大,并出现发散,时间步长过小,将使计算时间剧增,而计算结果并无改进,因此,数值模拟前需确定合适的时间步长。

本文选取了 4 个不同的时间步长进行数值计算(如图 5 所示),发现时间步长 $\Delta t = 0.005$, 0.010 s 的冰-保护层界面温度历程计算结果非常吻合,而 $\Delta t = 0.100, 0.050, 0.010$ s 的结果相差较大,说明选择小于 0.01 s 的时间步长,数值计算结果将发生很小的变化,因此,为了保证计算精度,兼顾计算效率问题,本文选取了 $\Delta t = 0.005$ s 作为数值计算的时间步长。

为了验证本文采用方法的可靠性,对文献[11]的二维除冰结构的传热问题进行了数值验证,计算模型示意图如图 2 所示,除冰结构的各个参数见表 1。结冰环境温度取 260.93 K,冰层与外部流场交接的边界采用强迫对流换热条件,底层与内部流场交接的边界采用自然对流换热条件,两侧边界采用对称边界条件,条件均采用文献[11]中的计算条件。

图 6 分别给出了冰-保护层界面热点和冷点的温度历程,计算结果与参考文献[11]的结果非常吻合,说明本研究采用的计算方法是可靠的,可以开展进一步的数值计算研究。

网格无关性验证采用了 4 种网格尺寸进行比较研究,分别是粗网格(48×41)、中等网格(95×41)、密网格(189×41)、精细网格(377×41),计算获得了连续性加热 30 s 的冰-保护层界面温度历程(如图 7 所示)。其中中等网格的温度历程与参

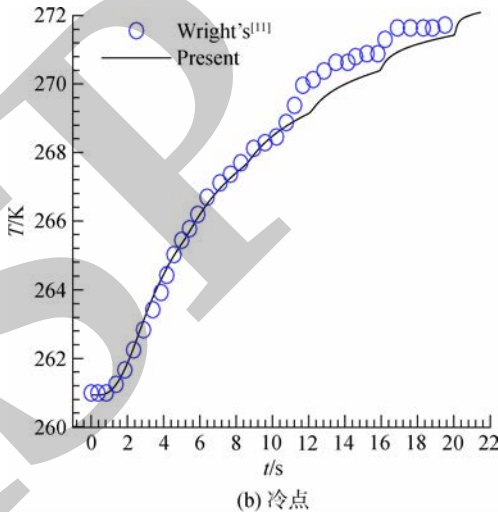
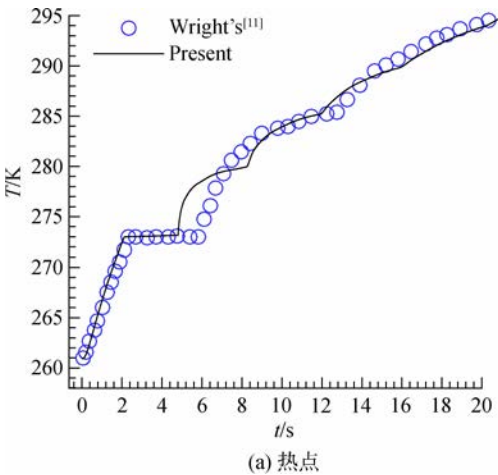


图 6 二维电热除冰结构的冰-保护层界面热点和冷点温度历程

Fig. 6 Temperature history of hot and cold point at ice-shield interface for 2-D electrothermal deicer pad

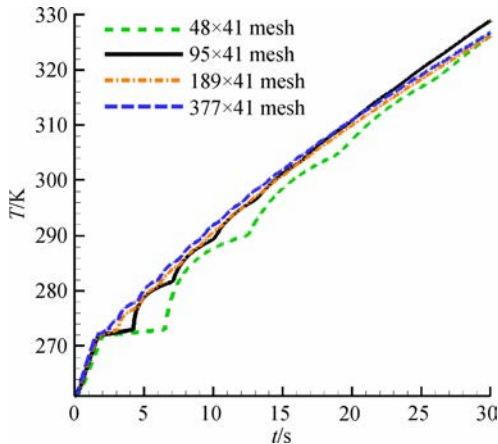


图 7 不同尺寸网格的冰-保护层界面温度历程比较
Fig. 7 Comparison of temperature history at ice-shield interface for different mesh sizes

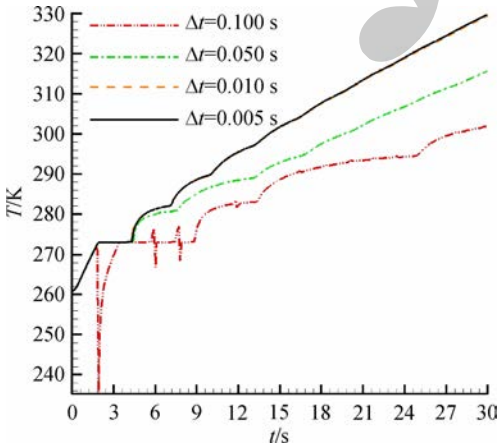


图 5 不同时间步长的冰-保护层界面温度历程比较
Fig. 5 Comparison of temperature history at ice-shield interface for different time steps

考文献的结果吻合最好,所以,进一步的数值计算采用中等网格尺度(95×41)。每个单元发生相变的时间与单元大小相关,网格加密后近壁面的单元尺寸减小了,其发生相变所需的时间也相应减少了,本文选取的中等网格在近壁面的单元尺寸与参考文献[11]的比较接近。

2 结果和分析

冰的相变是电热除冰过程最重要的特征和现象,其中,加热模式、冷却时间、加热功率和加热单元间隔是影响相变传热特性的 4 个重要因素。

2.1 加热模式影响

前面所述,电热除冰通常耦合连续性加热模式和周期性加热模式进行除冰。所以,研究连续性加热模式和周期性加热模式对传热特性的影响,有助于优化电热除冰策略。

2.1.1 连续加热模式

图 8 给出了一维除冰结构连续性加热 30 s 各层材料界面的温度历程,加热功率 $Q = 4.65 \text{ W/cm}^2$ 。图中,冰-保护层界面温度历程出现了一个恒定的温度平台,这是冰发生相变的主要特征,除了该温度平台之外,其他温度曲线均处于上升趋势,而且距离加热单元越近的界面,其温度上升速度越快,内绝热层-底层的界面温度上升速度最慢,为了提高热量往除冰表面的传递,将内绝热层的厚度设置为外绝缘层厚度的 5 倍,可以大大减少热量往底层材料的传递,提高除冰结构的传热

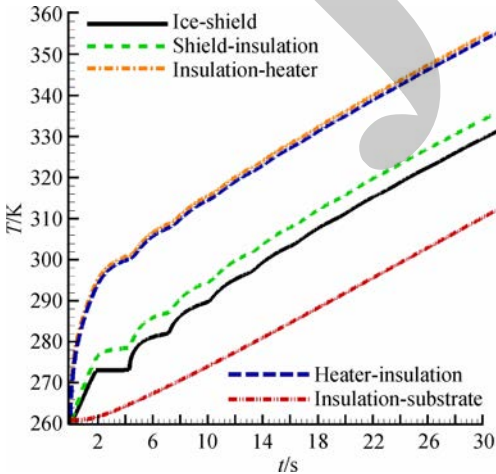


图 8 一维电热除冰结构各界面的温度历程
(30 s 连续性加热, $Q=4.65 \text{ W/cm}^2$)

Fig. 8 Temperature history of different interfaces for 1-D electrothermal deicer pad
(30 s continuous heating, $Q=4.65 \text{ W/cm}^2$)

效率和除冰性能。由于这是一维电热除冰模型,所以由图可知,在 4 s 左右,冰-保护层界面完全发生了融化,可判断该冰层完全剥离于固壁表面。

2.1.2 周期性加热模式

图 9 给出了二维除冰结构周期性加热模式下不同界面冷点的温度历程(3 个周期, $t_w = 20 \text{ s}$, $D=10:10$)。其中 $D=t_h:(t_w-t_h)$, t_h 为加热时间, t_w 为单个周期时间,因此 $t_c=t_w-t_h$ 为冷却时间。图中温度历程呈现出明显不同于图 7 的特征,相变的温度平台更长,甚至持续到了第二、三个周期,直至 45 s 左右冷点的冰才完成了融化。主要是冷却时间的设置,使冷点进入到冷却阶段,从而增长了相变时间,影响了除冰过程的相变传热特征。

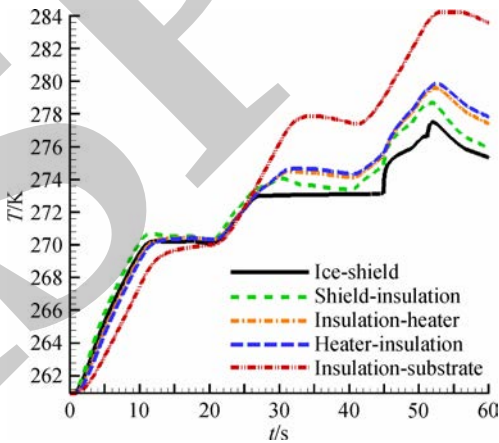


图 9 二维电热除冰结构不同界面冷点的温度历程
(3 个周期, $t_w = 20 \text{ s}$, $D=10:10$, $Q=4.65 \text{ W/cm}^2$)

Fig. 9 Temperature history of cold point at different interfaces for 2D electrothermal deicer pad
(3 periods, $t_w = 20 \text{ s}$, $D=10:10$, $Q=4.65 \text{ W/cm}^2$)

2.1.3 两种加热模式比较

固定相同的加热功率等其他条件,改变冷却时间,研究两种加热模式之间温度历程的差别。图 10 给出了两种加热模式下冰-保护层界面冷点温度历程比较($t_w = 20 \text{ s}$, $D=10:10$)。由图可看出,连续性加热模式的界面温度上升速度明显高于周期性加热模式的界面温度上升速度。对于连续性加热模式,相变时间是 25 s。而对于周期性加热模式,相变持续到第二、第三个加热周期,完成相变的时间是 45 s。冷却时间造成了界面温度历程的差别。实际上,连续性加热模式只是周期性加热模式的特例,其中冷却时间等于 0。因此,合理设置冷却时间,可以防止除冰表面温度过高

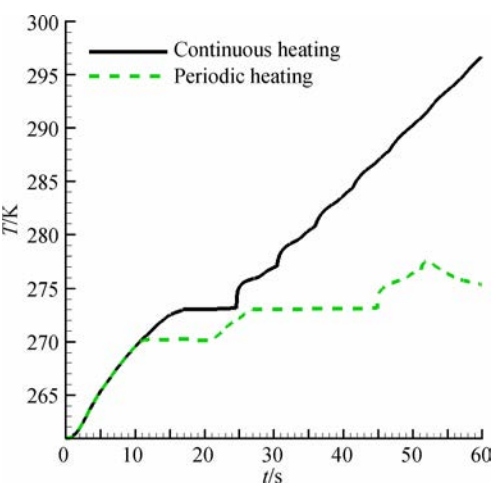


图 10 两种加热模式下冰-保护层界面冷点温度历程比较(3 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$, $Q=4.65\text{ W/cm}^2$)

Fig. 10 Temperature history of cold point at ice-shield interface for two heating modes (3 periods, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$, $Q=4.65\text{ W/cm}^2$)

的问题。

2.2 冷却时间影响

加热时间/冷却时间比是周期性加热模式的重要参数,设置冷却时间是为了节省能耗,优化除冰结构的传热性能,提高周期性除冰效率,防止过度加热烧毁外蒙皮,或者防止溢流水在防冰区外形成冰脊^[34]。图 11 分别给出了不同冷却时间的冰-保护层界面冷点和热点温度历程,由于冷却时间的设置,相变过程的温度平台变得更长。固定单个周期时间,减少冷却时间,对于冷点和热点,温度上升速度都将更大。冷却时间不能过小,否则能量消耗会很大,而且容易发生过度加热。对于 $D=10:10$ 的状态,热点的冰融化以后,在

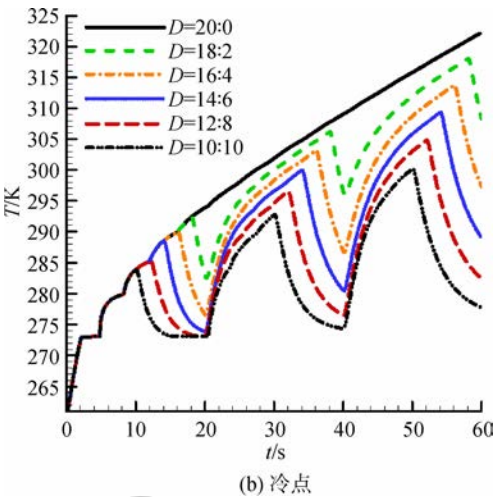


图 11 不同冷却时间的冰-保护层界面冷点和热点温度历程(3 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $Q=4.65\text{ W/cm}^2$)

Fig. 11 Temperature history of cold and hot points at ice-shield interface under different cooling times (3 periods, $t_w=20\text{ s}$, $Q=4.65\text{ W/cm}^2$)

14~20 s 之间,又发生了二次冻结现象,而同时,在这个阶段冷点的冰仍然未融化,直至 45 s 才开始发生融化。说明在 14~20 s 阶段黏附层又完全冻结了,此时冰层最难发生脱落,主要原因是冷却时间过长,这种现象应该在电热除冰控制率设计中避免。

图 12 给出了不同冷却时间下冰-保护层界面冷点的除冰时间和加热时间比较。固定单个周期时间,随着冷却时间的增大,除冰时间单调的增加。但加热时间不遵循单调变化规律,当冷却时间为 6 s 时,加热时间曲线出现了一个峰值,而当

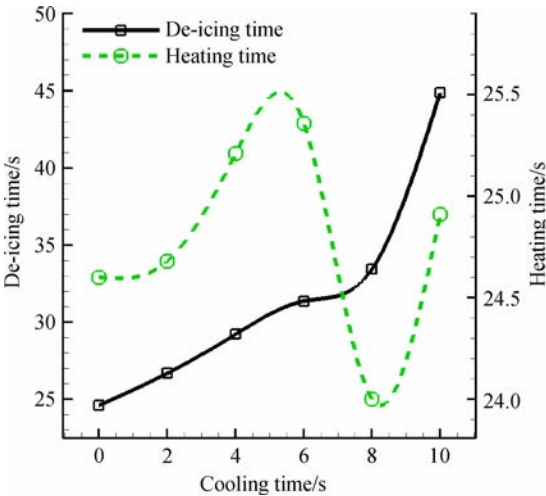
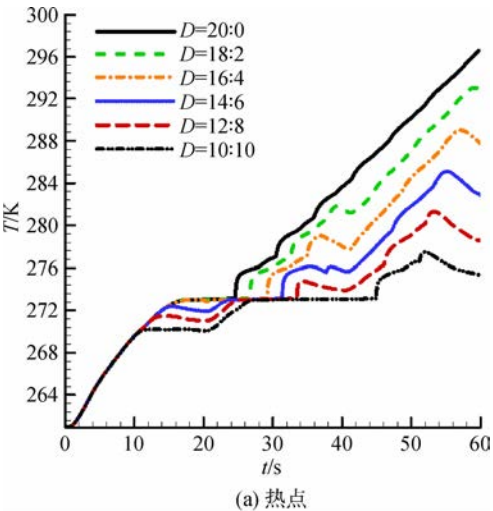


图 12 冰-保护层界面冷点的除冰时间和加热时间比较

Fig. 12 Comparison of deicing time and heating time for cold point at ice-shield interface

冷却时间为 8 s 时,加热时间曲线却出现了一个谷值,此时相应的能量消耗也最少,因此,设置合理的冷却时间可以让电热除冰过程充分利用余热进行除冰,从而使能耗降到最低。

图 13 分别给出了两种加热模式下冰-保护层界面冷点和热点的温度历程(6 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)。连续性加热模式和周期性加热模式的加热功率分别为 1.55 、 4.65 W/cm^2 。对于连续性加热模式,冷点的冰在 74.6 s 时完全融化,其能量消耗为 7342.5 J 。而对于周期性加热模式,相同冷点的冰却在 44.8 s 时完全融化,时间只有连续性加热模式的 60% ,能量消耗只有 7322.8 J ,反而比连续性加热模式的略低。所以,合理的设置冷却时间和加热功率,高功率周期性加热模式的综合除冰性能要优于低功率连续性加热模式。

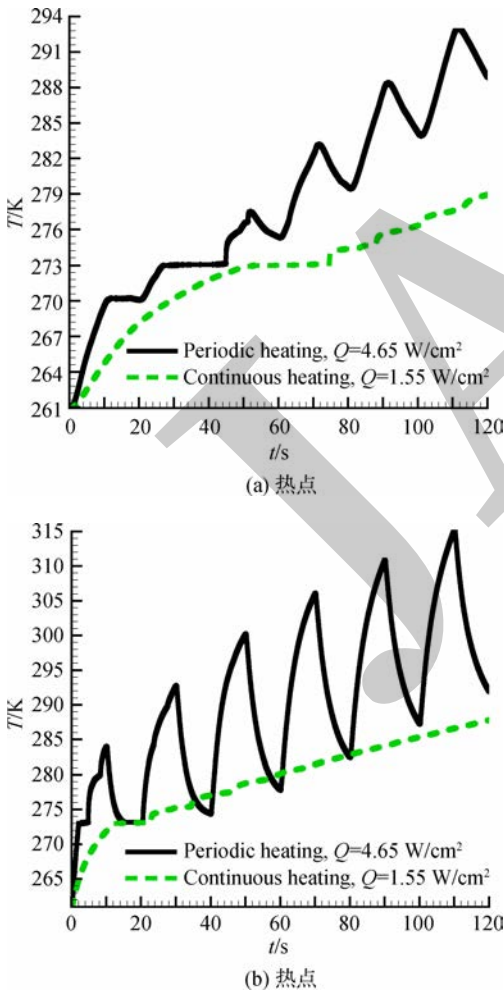


图 13 两种加热模型下冰-保护层界面冷点和热点温度历程(6 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)

Fig. 13 Temperature history of cold and hot point at ice-shield interface for two heating modes (6 periods, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)

2.3 加热功率影响

加热功率是除冰过程的重要影响因素,由于除冰能量通过飞机机载电源进行分配,所以除冰的加热功率不能过大,但如果加热功率太小,则无法及时完成除冰作业。

图 14 给出了二维除冰结构的冰-保护层界面冷点和热点的温度历程(3 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)。加热功率 $Q=4.65, 3.10, 1.55\text{ W/cm}^2$ 。加热功率越大,冰融化时间越早、越快,冰-保护层界面冷点和热点的温度上升速度也越快,因此,加热功率越高,除冰时间就越短,反之,除冰时间就越长,如果加热单元功率太小(图 14 的 1.55 W/cm^2),3 个周期内,热量将不足以融化冰层,冷点和热点的冰都将一直处于冻结状态,无法发生剥离。而当加热单元功率中等时(3.10 W/cm^2),在第 2 个周期,热量可以将热点和冷点的冰融化。但随后,在第 3 个周期,融化后的冰将发生二次冻结的现象,其中冷点比热点更为严重,这是热量和加热功率不足所造成的。因此,加热功率不能太小,否则将发生无法融冰的现象。而对于目前流行的周期性除冰模式,融化后的冰发生二次冻结是正常现象,但加热功率必须设置合适,才能使得二次冻结后冰能够在较短的周期内开始融化并发生脱落,否则对飞行安全影

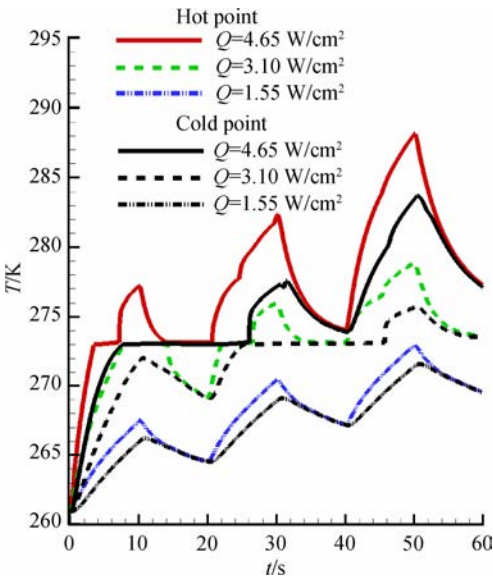


图 14 二维电热除冰结构的冰-保护层界面冷点和热点的温度历程(3 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)

Fig. 14 Temperature history of cold and hot point at ice-shield interface for 2-D electrothermal deicer pad (3 periods, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)

响较大。

2.4 加热单元间隔影响

加热单元间隔的设置可以极大的降低能量消耗,但是,加热单元间隔也会形成冷点和热点,这是判断冰脱落最为重要的两个点,冷点和热点的存在将造成冰-保护层界面温度的不均匀,从而影响除冰的效果。

图 15 给出了一维/二维除冰结构冰-保护层界面温度历程比较(3 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)。加热单元间隔的存在可以影响除冰过程的相变传热。针对带加热单元间隔的二维除冰结构,冷点的温度上升速度要远远低于热点的,热点的冰从 4 s 就开始融化,而冷点的冰在 27 s 才开始融化,直至 45 s 才结束,严重滞后于热点的冰,也意味着 45 s 后冰层才能完成剥离。加热单元间隔的存在,使除冰表面温度分布变得更加不均匀,加热单元间隔越小,越逼近一维电热除冰模型,表面温度的分布就越均匀,因此,寻找合适的加热单元间隔,不仅对于除冰的均匀性非常重要,而且可以合理平衡能量消耗和除冰效率,对于优化电热除冰结构很有意义。

对相同加热单元间隔加载不同的加热功率,从零到 Q 逐倍增加加热单元间隔的功率,将二维除冰结构逐渐变成一维除冰结构,比较了连续性加热模式下冰-保护层界面冷点 30 s 温度历程(如图 16 所示)。这种方法相当于逐渐减小加热单元间隔长度,通过这种类比方法研究了加热单元间

隔对冷点温度历程的影响。除了相变发生的温度平台之外,所有冷点温度历程都呈现出逐渐上升的趋势,只是上升的速度不一样,加热功率越大的上升速度越快,当加热单元间隔加载的功率减小到 $Q/8$,温度历程变得非常平缓,如果加热单元间隔加载的功率减小到零,冰发生相变之后,该温度历程反而呈下降趋势,说明此时冷点被对流换热带走的热量,比加热单元提供的热量要多。

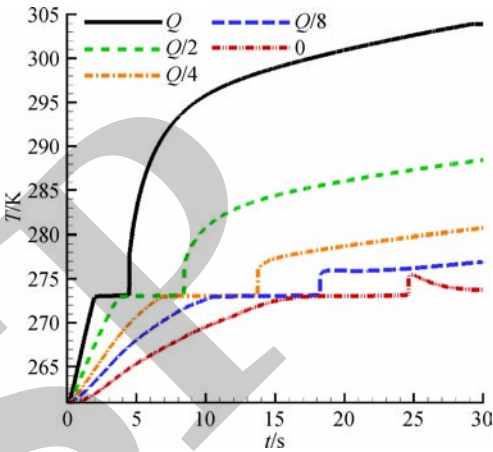


图 16 相同加热单元间隔加载不同功率的冰-保护层界面冷点温度历程(30 s 连续性加热, $Q=4.65\text{ W/cm}^2$)

Fig. 16 Temperature history of cold point at ice-shield interface for same heater gap with different powers (30 s continuous heating, $Q=4.65\text{ W/cm}^2$)

3 结 论

采用数值计算方法对一维和二维电热除冰过程的相变传热特性进行了数值计算研究,重点对加热模式、加热功率、冷却时间、加热单元间隔等参数的影响进行了分析,建立了综合考虑冰-保护层界面热点和冷点温度的冰脱落温度判断准则,得到如下结论:

1) 合理设置冷却时间和加热功率,高功率周期性加热模式的综合除冰性能反而比低功率连续性加热模式的高。加热功率太小容易发生无法融冰或二次冻结的现象,必须保证二次冻结后冰在较短的周期内完成融化。提高加热时间/冷却时间比,相同周期时间下的除冰时间将减少,冷却时间太少会出现加热过度的现象。

2) 设置加热单元间隔可以节省能量消耗,但也会形成冷点和热点,造成冰-保护层界面温度分布的不均匀。加热单元间隔越小,表面温度的分布就越均匀,寻找合适的加热单元间隔,可以合理

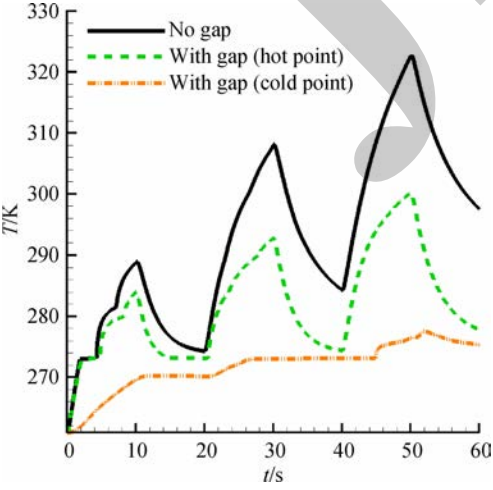


图 15 一维/二维电热除冰结构冰-保护层界面温度历程(3 个周期, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)

Fig. 15 Temperature history of ice-shield interface for 1-D/2-D electrothermal deicer pad (3 periods, $t_w=20\text{ s}$, $D=10:10$)

平衡能量消耗和除冰效率的关系。

3) 冰脱落的判断必须耦合黏附界面的热点和冷点进行分析,黏附界面的冷点类似于锚点,该点的冰牢固黏附在固壁表面,即使此刻热点的冰已经融化,整个冰层也无法脱落和剥离。

电热除冰过程的相变传热特性与冰脱落密切相关,不仅与温度特性有关,还有外界力载荷相关。由于冰脱落问题的复杂性,国外研究^[8-9]也发现一个锚点的存在使得冰无法剥离和脱落的现象,因此,本研究提出了保守型的冰脱落温度判断准则,目前没有考虑气动力、黏附力等外力作用的影响。下一步的研究将考虑外界力载荷的影响,建立一种考虑热/力耦合的冰脱落准则。

致谢:

感谢中国空气动力研究与发展中心飞行器结冰和防除冰研究团队的支持。

参考文献:

- [1] LEE S, KIM H S, BRAGG M B. Investigation of factors that influence iced-airfoil aerodynamics[R]. AIAA-2000-0099, 2000.
- [2] CEBECI T, KAFYEKE F. Aircraft icing[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2003, 35(35): 11-21.
- [3] Civil Aviation Authority. Aircraft icing handbook[M]. Lower Hutt, New Zealand: Civil Aviation Authority, 2000.
- [4] STALLABRASS J R. Thermal aspects of de-icer design[R]. Ottawa, Canada: the 1st International Helicopter Icing Conference, 1972.
- [5] BALIGA G. Numerical simulation of one-dimensional heat transfer in composite bodies with phase change[D]. Toledo: the University of Toledo, 1980.
- [6] MARANO J J. Numerical simulation of an electrothermal de-icer pad [D]. Toledo: the University of Toledo, 1982.
- [7] ROELKE R J, KEITH T G, DEWITT K J, et al. Efficient numerical simulation of a one-dimensional electrothermal deicer pad[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(12): 1097-1105.
- [8] CHAO D F. Numerical simulation of two-dimensional heat transfer in composite bodies with application to de-icing of aircraft components[D]. Toledo: the University of Toledo, 1983.
- [9] LEFFEL K L. A numerical and experimental investigation of electrothermal aircraft deicing[D]. Toledo: the University of Toledo, 1986.
- [10] MASIULANIEC K C. A numerical simulation of the full two-dimensional electrothermal de-icer pad[D]. Toledo: the University of Toledo, 1987.
- [11] WRIGHT W B. A comparison of numerical methods for the prediction of two-dimensional heat transfer in an electrothermal deicer pad[D]. Toledo: the University of Toledo, 1987.
- [12] WRIGHT W B, KEITH T G, DEWITT K J. Transient two-dimensional heat transfer through a composite body with application to deicing of aircraft components[R]. AIAA 88-0358, 1988.
- [13] KEITH T G, DEWITT K J, WRIGHT W B. Overview of numerical codes developed for predicted electrothermal deicing of aircraft blades[R]. AIAA 88-0288, 1988.
- [14] WRIGHT W B, KEITH T G, DEWITT K J. Numerical analysis of a thermal deicer[R]. AIAA 92-0527, 1992.
- [15] YASLIK A D, DEWITT K J, KEITH T G. Further developments in three-dimensional numerical simulation of electrothermal deicing systems[R]. AIAA 92-0528, 1992.
- [16] HUANG J R, KEITH T G, DEWITT K J. An efficient finite element method for aircraft de-icing problems[R]. AIAA 92-0532, 1992.
- [17] HUANG J R. Numerical simulation of an electrothermally de-iced aircraft surface using the finite element method [D]. Toledo: the University of Toledo, 1993.
- [18] HUANG J R, KEITH T G, DEWITT K J. Investigation of an electrothermal de-icer pad using a three-dimensional finite element simulation[R]. AIAA 93-0397, 1993.
- [19] HUANG J R, KEITH T G, DEWITT K J. Effect of curvature in the numerical simulation of an electrothermal de-icer pad[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 84-91.
- [20] 常士楠, 侯雅琴, 袁修干. 周期电加热控制律对除冰表面温度的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(8): 1247-1251.
CHANG Shinan, HOU Yaqin, YUAN Xiugan. Influence of periodic electro-heating pulse on deicing surface temperature[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(8): 1247-1251. (in Chinese)
- [21] 常士楠, 艾素霄, 霍西恒, 等. 改进的电热除冰系统仿真[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1753-1758.
CHANG Shinan, AI Suxiao, HUO Xiheng, et al. Improved simulation of electrothermal de-icing system [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1753-1758. (in Chinese)
- [22] 肖春华. 飞机电热除冰过程的传热特性及其影响研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2010.
XIAO Chunhua. Study on heat transfer characteristics and effects of electrothermal aircraft deicing[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2010. (in Chinese)
- [23] THOMAS S K, CASSONI R P, MACARTHUR C D. Aircraft anti-icing and deicing techniques and modeling [J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 841-854.
- [24] VOLLER V R, CROSS M. Accurate solutions of moving boundary problems using the enthalpy method[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1981, 24(3): 545-556.
- [25] VOLLER V R, PRAKASH C. A fixed grid numerical modeling methodology for convection/diffusion mushy phase change problems[J]. International Journal of Heat and

Mass Transfer,1987,30(8):1709-1719.

[26] VOLLER V R, SWAMINATHAN C R. Generalized source-based method for solidification phase change[J]. Numerical Heat Transfer: Part B Fundamentals, 1991, 19 (2):175-189.

[27] KIRBY M S, HANSMAN R J. Experimental measurement of heat transfer from an iced surface during artificial and natural cloud icing conditions[R]. AIAA 86-1352, 1986.

[28] ARIMILLI R V, KESHOCK E G. Measurements of local convective heat transfer coefficients on ice accretion shapes [R]. AIAA 84-0018, 1984.

[29] BRAGG M B, CUMMINGS M J, LEE S, et al. Boundary-layer and heat-transfer measurements on an airfoil with simulated ice roughness[R]. AIAA 96-0866, 1996.

[30] DUKHAN N, VAN J G, MASIULANIEC K C, et al. Con- vective heat transfer coefficients from various types of ice roughened surfaces in parallel and accelerated flow [R]. AIAA 96-0867, 1996.

[31] SHERIF S A, PASUMARTHI N. Local heat transfer and ice accretion in high speed subsonic flow over an airfoil [R]. AIAA 95-2104, 1995.

[32] HENRY R C, GUFFOND D, FRANATILD E, et al. Heat transfer coefficient measurement on iced airfoil in a small icing wind tunnel[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2015, 14(3):348-354.

[33] BERGMAN T L, LAVINE A S, INCROPERA F P, et al. Fundamentals of heat and mass transfer[M]. New York: John Wiley and Sons, 2007.

[34] WRIGHT W B, DEWITT K J, KEITH T G. Numerical simulation of icing, deicing, and shedding[R]. AIAA 91- 0655, 1991.

(编辑:叶 青)