

热/力耦合作用下基于应力分析的 冰破坏准则

肖春华^{1,2}, 桂业伟¹, 杨升科², 郭奇灵², 吴海瀛²

- (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: 根据飞机热除冰的物理过程,考虑外部空气动力和蒙皮表面加热的作用,建立了 NACA 0012 翼型前缘冰层应力计算模型。采用有限元方法和平面三角形单元对控制方程组进行了求解,获得了外部空气动力和蒙皮表面加热对冰层黏附界面应力的影响规律。研究表明:蒙皮表面不加热时,来流速度影响了黏附界面应力的强度,来流攻角影响了黏附界面应力的分布,冰-蒙皮间黏附界面切应力最大值随来流速度呈近似线性增大趋势,但外部空气动力很难造成冰层破坏。蒙皮表面加热时,冰-蒙皮间黏附界面的耦合应力和冰层内部的主应力随着热流密度的增大而增大,很容易超过剪切强度,这是造成冰破坏的关键因素。耦合冰-蒙皮剪切强度随界面温度的变化关系,初步建立了基于应力分析和热/力耦合作用的冰破坏判断准则。外部空气动力产生的界面应力和蒙皮表面加热产生的界面热应力之和,必须大于与蒙皮表面温度相关的剪切强度,则冰层发生破坏,破坏位置是耦合应力超过剪切强度的区域。

关 键 词: 除冰; NACA 0012 翼型; 热/力耦合; 冰破坏; 黏附界面
中图分类号: V275⁺.1 **文献标志码:** A

Ice fracture criterion coupled thermal/mechanical effect based on stress analysis

XIAO Chunhua^{1,2}, GUI Yewei¹, YANG Shengke²,
GUO Qiling², WU Haiying²

- (1. State Key Laboratory of Aerodynamics,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. Key Laboratory of Aircraft Icing and Anti/de-icing,
China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Considering the effect of the external aerodynamic force and skin heating, the computational model of stress inside ice on the leading edge of NACA 0012 airfoil was established according to the thermal de-icing physical process. The finite element method and triangular element were employed to solve the governing equations. The effects of external aerodynamic force and skin heating on the ice adhesion interface stress were obtained. The study showed that, without skin heating, the variation of airflow speed changed the intensity of interfacial stress of ice adhesion interface and the variation of angle of attack changed the distribution of interfacial stress of ice adhesion interface. An approximate linear increasing

收稿日期:2019-05-06
基金项目:国家自然科学基金面上项目(11572338); 国家重点基础研究计划(2015CB755804)
作者简介:肖春华(1976—),男,研究员,博士,从事飞机结冰机理和防除冰应用研究。E-mail:dragoner76@163.com
引用格式:肖春华,桂业伟,杨升科,等.热/力耦合作用下基于应力分析的冰破坏准则[J].航空动力学报,2019,34(12):2616-2626.
XIAO Chunhua, GUI Yewei, YANG Shengke, et al. Ice fracture criterion coupled thermal/mechanical effect based on stress analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(12): 2616-2626.

trend for maximum interfacial shear stress existed along with the increasing airflow speed. But external aerodynamic force contributed little to ice fracture. For skin heating, the coupled stress of ice adhesion interface and principal stress inside ice increased along with the increase of heat flow rate, which can be easily larger than the shear strength of adhesion interface and key factor for ice fracture. The preliminary ice fracture judgement criterion was founded based on the relationship between interfacial stress and adhesion strength related with interfacial temperature. Ice fracture appears when the sum of the interfacial stress generated by the external aerodynamic force and the interfacial thermal stress generated by the skin heating are greater than the shear strength related to the skin surface temperature. The fracture location is the area where the coupled stress exceeds the shear strength.

Key words: de-icing; NACA 0012 airfoil; coupled thermal/mechanical; ice fracture; adhesion interface

在含有大量过冷水滴的结冰云雾环境中飞行时,飞机部件的迎风面,尤其是机翼、尾翼、发动机唇口等前缘容易发生结冰现象^[1]。结冰将造成飞机部件空气动力性能和飞行性能下降、发动机损坏和熄火,严重时甚至导致飞机坠毁^[2],因此,必须及时除掉聚集在飞机部件表面的冰^[3]。

飞机表面冰和蒙皮间存在一层很薄的黏附界面,除冰的机理就是破坏这层黏附界面,使其在空气动力作用下发生剥离和脱落^[4-5]。目前,在飞行中通常采用力学或热力学的方法进行除冰,力学方法是采用电脉冲^[6]、机械振动或柔性膨胀管等单元作为施力源,利用机械能将冰和蒙皮间的黏附界面破坏^[7-9];而热力学方法是采用电加热单元^[10-12]或高压热空气^[13-15]作为加热源,利用热能将黏附界面融化,两种方法的共同特征是破坏冰的黏附界面。因此,判断冰和蒙皮间黏附界面应力与黏附强度之间的大小是衡量除冰最关键的指标。

冰和蒙皮间的黏附强度可以分为法向的抗拉/压强度和切向的剪切强度。通常,冰的抗拉/压强度为 1 MPa、剪切强度为 0.4 MPa^[16-17],由于抗拉/压强度比剪切强度大得多,所以除冰主要考虑外力对冰层的剪切破坏。黏附强度不仅受结冰类型、蒙皮材料特性和表面粗糙度的影响^[17],而且与蒙皮表面温度关系密切^[17]。研究表明,黏附界面的剪切强度随蒙皮表面温度的上升呈现出分段变化的趋势,在温度高于某值时(如 -5°C)剪切强度随温度上升呈现出近似线性下降的趋势^[17]。因此,热除冰时,蒙皮表面温度不断升高,由于冰和蒙皮间的剪切强度下降,冰层会在空气动力帮助下提前发生破坏、剥离和脱落。

冰脱落研究主要围绕冰脱落对传热特性的影

响、冰脱落判断准则等展开。Wright、肖春华等人^[18-19]在电热除冰计算模型中考虑了冰脱落对蒙皮传热特性的影响。Yaslik 等人^[20]建立了保守的冰脱落准则,认为当冰和蒙皮间的所有冰单元都融化后,冰层将在空气动力或离心力的帮助下脱落,但是这层冰单元的厚度完全是凭经验确定。进一步,有的研究人员认为应依照 0.10~0.2 mm 厚的黏附层完全融化来进行除冰系统设计^[21],但是缺乏理论根据。随后,Henry^[22]建立了经验型的冰脱落准则,采用两个指标对冰脱落进行判断:一是比较冰和蒙皮间的法向液膜和冰厚度;二是比较冰和蒙皮间的弦向液膜和冰宽度。该准则考虑了二维效应,但经验性太强,没有普适性。

冰破坏是冰发生脱落的前提和基础,要建立普适性的冰脱落准则必须首先建立符合物理过程的冰破坏准则。冰层破坏分为黏附界面和冰层内部的破坏。当黏附界面发生完全的破坏,即可在空气动力或惯性力的帮助下发生整体冰脱落;当黏附界面发生局部的破坏,空气动力或惯性力还需克服剩余界面的黏附力才能发生脱落。冰层内部破坏通常在薄弱区域发生局部的破坏,并在空气动力或惯性力的帮助下发生局部冰脱落,整个冰破坏和冰脱落的关系如图 1 所示。鉴于冰脱落的复杂性,本文先重点研究冰的破坏准则。

为此,本文耦合外部空气动力和蒙皮表面加热的作用,建立了 NACA 0012 翼型前缘冰层的应力计算模型和相应的控制方程组,采用有限元方法对冰层进行了应力计算,获得了外部空气动力和蒙皮表面加热对冰层黏附界面应力分布特性的影响规律。同时,建立了符合飞机热除冰物理过程的冰破坏准则,用于判断飞机蒙皮表面冰破坏的可能性,这对于基于冰脱落的除冰机理研究

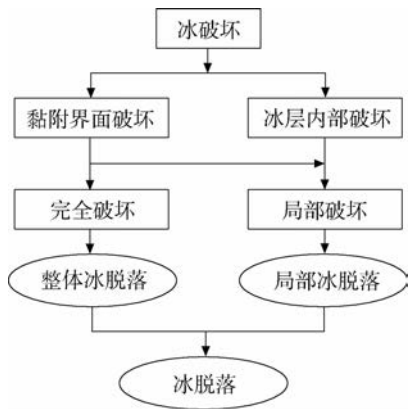


图 1 冰破坏和冰脱落的关系示意图
Fig. 1 Sketch of relationship between ice fracture and shedding

和除冰系统设计具有参考价值。

1 数值方法

1.1 计算模型

研究对象是前缘带冰的 NACA 0012 翼型 (图 2), 结冰外形通过计算流体力学方法获得, 具体方法参见文献[23-24]。



图 2 前缘带冰的 NACA 0012 翼型示意图
Fig. 2 Sketch of ice on the leading edge of NACA 0012 airfoil

图 3 是冰层内、外表面型线及其方向示意图, 其中曲线 ABC 代表冰层内表面型线, 长度为 S_i , 方向为 $A \rightarrow B \rightarrow C$, 方向矢量表示为 s , $AB'C$ 代表冰层外表面型线, 长度为 S_e , 方向为 $A \rightarrow B' \rightarrow C$, 方向矢量表示为 s' 。

冰层外表面受到外部流场压力作用和对流传

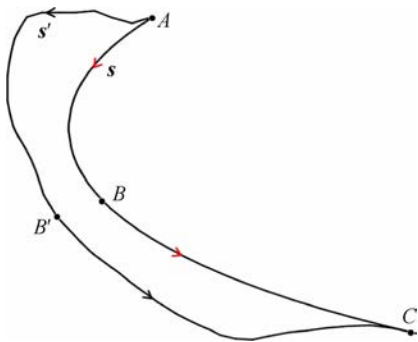


图 3 冰层内、外表面型线及其方向示意图
Fig. 3 Sketch of ice profile and direction of internal and external ice surfaces

热的影响, 内表面和蒙皮外表面固定连结, 并受到蒙皮表面局部加热的作用, 冰和蒙皮间是黏附界面, 前缘冰层受到的载荷和约束如图 4 所示。

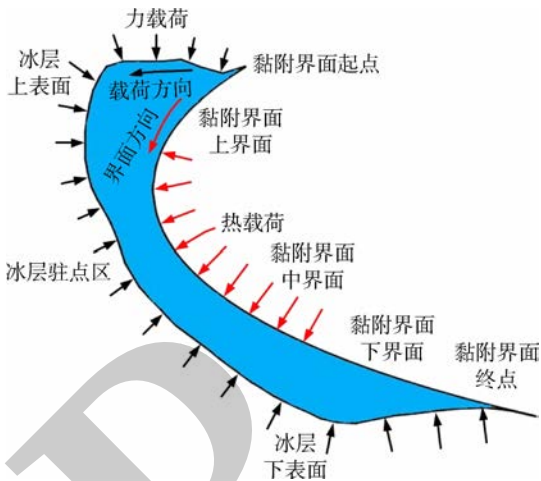


图 4 前缘冰层受到的载荷和约束示意图
Fig. 4 Sketch of loading and constraint on the ice leading edge

1.2 控制方程

采用平面热弹性力学方程^[25-26]对本研究所描述的问题进行建模。

1.2.1 几何方程

$$\begin{aligned} \epsilon_x &= \frac{\partial u}{\partial x}, \quad \epsilon_y = \frac{\partial v}{\partial y}, \\ \gamma_{xy} &= \gamma_{yx} = \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \end{aligned} \quad (1)$$

其中下标 x, y, xy 分别表示 x, y 方向和 xy 平面, $\epsilon_x, \epsilon_y, \gamma_{xy}$ 分别代表 x, y 向的正应变和 xy 平面的剪应变, u, v 分别代表 x 向和 y 向位移。

1.2.2 物理方程

$$\begin{aligned} \sigma_x &= \frac{E}{1-\mu^2} (\epsilon_x + \mu \epsilon_y) - \frac{E\beta\theta}{1-\mu} \\ \sigma_y &= \frac{E}{1-\mu^2} (\epsilon_y + \mu \epsilon_x) - \frac{E\beta\theta}{1-\mu} \\ \tau_{xy} &= \frac{E}{2(1+\mu)} \gamma_{xy} \end{aligned} \quad (2)$$

其中 $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ 分别代表 x, y 向的法向应力和 xy 平面的切应力; θ 是温度; E, μ, β 分别代表弹性模量、泊松比和热膨胀系数, $E\beta\theta/(1-\mu)$ 反映了加热对冰层产生的热膨胀作用。

1.2.3 平衡方程

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \bar{f}_x = 0 \\ \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \bar{f}_y = 0 \end{cases} \quad (3)$$

其中 $\bar{f}_x, \bar{f}_y$ 分别代表 x, y 向的单位体积力分量。

1.3 边界条件

1.3.1 几何边界条件

本文将机翼蒙皮视为不发生变形的刚性材料,冰层外表面无约束,采用自由位移条件,冰和蒙皮间采用零位移和无旋转的约束条件。因此,几何边界条件如下式所示:

$$\boldsymbol{u} = \bar{\boldsymbol{u}} \quad (\text{在 } S_u \text{ 上}) \tag{4}$$

其中 $\bar{\boldsymbol{u}} = \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \end{bmatrix}$ 是边界上已知的位移向量, S_u 为黏附界面。

1.3.2 力的边界条件

冰层外部空气动力实际上是通过流场压力的积分获得,因此直接考虑冰层外表面的流场压力作用,压力值加载到冰层外表面单元的界面中心,加载方向是沿法向方向,加载顺序按逆时针方向(如图 3 所示)。本文的正/负压力是指当地静压和来流参考压力之间的压力差。因此力的边界条件如下式所示:

$$\boldsymbol{n}\boldsymbol{\sigma} = \boldsymbol{F} \quad (\text{在 } S_v \text{ 上}) \tag{5}$$

其中 $\boldsymbol{n} = \begin{bmatrix} n_x & 0 & n_y \\ 0 & n_y & n_x \end{bmatrix}$ 是单位向量矩阵, $\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \end{bmatrix}$ 是边界上已知的面积力向量, S_v 为空气动力作用面。

1.4 计算方法

采用有限元方法对控制方程组进行离散^[25],采用非结构网格技术对前缘冰层的计算区域进行划分,网格单元采用三节点平面应力三角形单元,以适应前缘冰的外形不规则。

1.5 计算条件

1.5.1 外部流场压力条件

前缘冰层的流场压力通过求解黏性不可压缩 NS 方程组获得^[23],控制方程的通用形式如下所示:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \boldsymbol{V} \phi - \Gamma_\phi \text{grad} \phi) = Q_\phi \tag{6}$$

其中 ρ 代表空气密度, $\boldsymbol{V}$ 为来流速度, t 为时间, Q 是源项, ϕ 是流场变量(如速度、压力和温度等),下标 ϕ 是指对应于 ϕ 的参数。

冰层外表面的流场压力分布作为冰层应力计算的输入条件,但不是本文研究内容,其计算条件如表 1 所示。图 5、图 6 中横坐标为 S/S_e ,其中 S

是冰层外表面所处的位置与 A 点间的距离, S_e 为冰层外表面型线长度,方向为 $A \rightarrow B' \rightarrow C$ (如图 3 所示),纵坐标为冰层外表面的流场压力,是静压与来流参考压力的压差。

表 1 外部流场压力的计算条件
Table 1 Computational condition for pressure of external flow field

No.	来流速度/(m/s)	来流攻角/(°)
1	45.0	0,4
2	67.5	0,4
3	136.0	0,4
4	170.0	0,4
5	102.0	-8,-4,0,4,8

通过外部流场计算,获得了前缘冰层外表面的流场压力(p)分布。图 5 是来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 时,不同来流速度(V)下前缘冰层外表面的压力分布,由图可知,来流速度较低时($V=45, 67.5$ m/s),前缘冰层表面压力的差别很小。随着来流速度的增大,前缘冰层外表面的压差幅值越来越大,正/负压差的变化越来越明显。

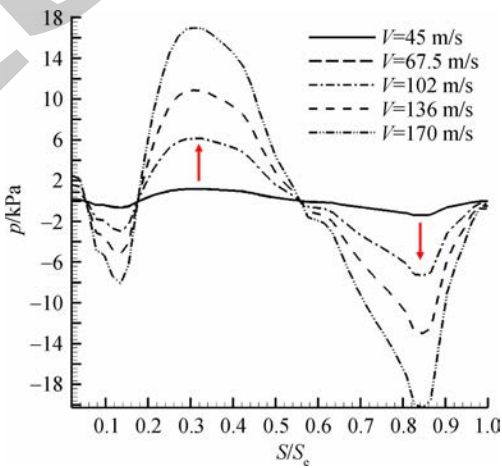


图 5 不同来流速度下前缘冰层外表面的压力分布
($\alpha=0^\circ$)
Fig. 5 Pressure distribution on the external surface of ice leading edge under different airflow speeds
($\alpha=0^\circ$)

图 6 是不同来流攻角(α)下前缘冰层外表面的压力分布($V=102$ m/s)。由图可知,来流攻角的变化导致了前缘冰层外表面正/负压区位置的变化。来流攻角为负时,前缘冰层上表面是正压区、下表面是负压区;来流攻角为正时,冰层上、下表面又分别变成了负、正压区。

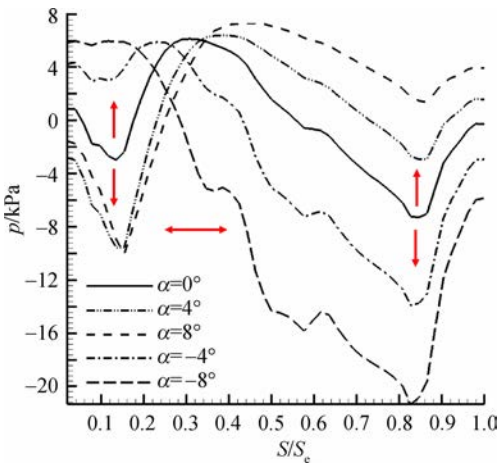


图 6 不同来流攻角下前缘冰层外表面的压力分布
($V=102\text{ m/s}$)

Fig. 6 Pressure distribution on the external surface of ice leading edge under different airflow angles of attack ($V=102\text{ m/s}$)

1.5.2 蒙皮表面加热条件

蒙皮表面的加热条件采用了四种普遍采用的电热除冰热流密度, 分别是 $q = 10, 20, 30, 40\text{ kW/m}^2$ 。图 7 给出了蒙皮表面加热的位置及其热流密度分布。

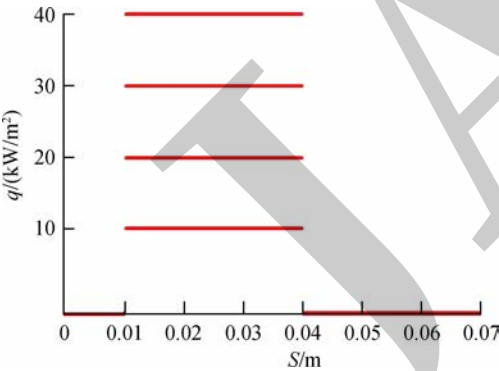


图 7 蒙皮表面加热的位置及其热流密度分布
Fig. 7 Heating locations and heat flow rate distribution of skin

1.6 冰层物性参数

前缘冰层的物性参数如表 2 所示。

表 2 前缘冰层物性参数

Table 2 Physical properties of ice leading edge

参数	数值
密度/(kg/m^3)	920
弹性模量/GPa	1
泊松比	0.3
导热系数/($\text{W/(m}\cdot\text{}^\circ\text{C)}$)	2.23
热膨胀系数/ $10^{-6}\text{ }^\circ\text{C}^{-1}$	51

1.7 网格无关性

为考核数值计算结果对网格密度的依赖性, 本文采用三种不同密度的网格对黏附界面应力进行了计算, 其中黏附界面的网格密度是重点考虑对象, 计算区域和黏附界面的网格密度如表 3 所示, 三种不同密度的网格如图 8 所示。三种网格密度下前缘冰层和蒙皮间黏附界面切应力分布如图 9 所示, 第二种和第三种网格密度的计算结果非常接近, 而第一种网格密度的计算结果比较粗糙, 偏离第二、三种网格密度的计算结果较多。因此, 本文采用第二种网格密度进行计算研究。

表 3 三种网格的计算区域和黏附界面网格数

Table 3 Mesh number of computational domain and adhesion interface for three kinds of mesh

区域	网格数		
	No. 1	No. 2	No. 3
计算区域	769	1530	2385
黏附界面	104	222	264

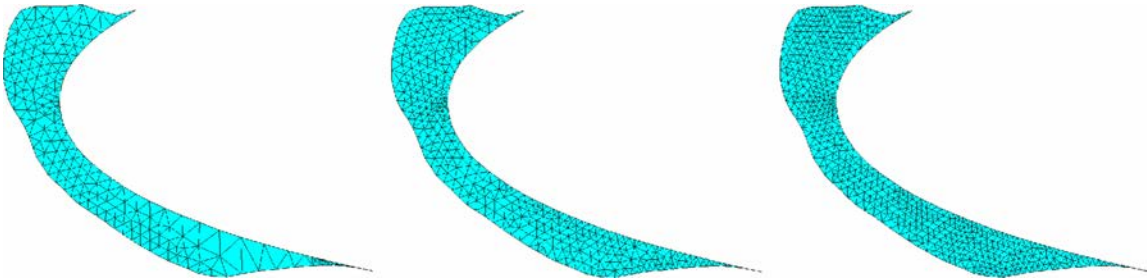


图 8 三种不同密度的网格
Fig. 8 Three kinds of mesh

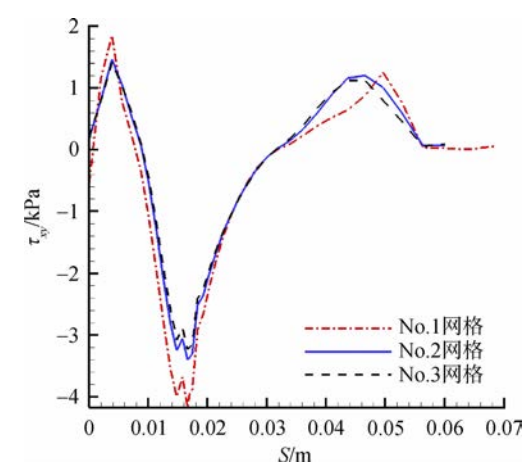


图 9 三种网格密度下前缘冰和蒙皮间黏附界面切应力分布

Fig. 9 Shear stress distribution of adhesion interface between ice leading edge and skin for three kinds of mesh

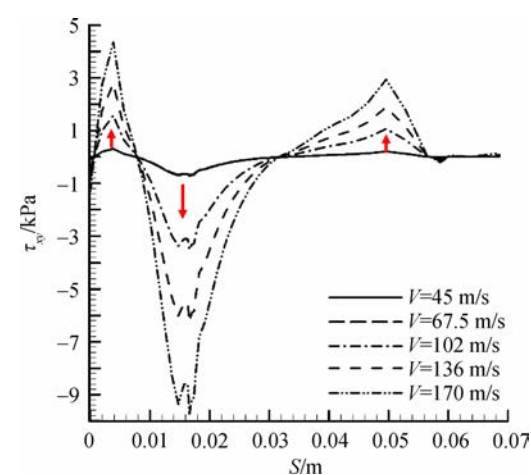


图 10 不同来流速度下黏附界面切应力分布($\alpha=0^\circ$)

Fig. 10 Shear stress distribution of adhesion interface under different airflow speeds ($\alpha=0^\circ$)

2 计算结果和分析

当黏附界面的切应力大于剪切强度,则冰的黏附界面就会被破坏。因此获得冰和蒙皮间黏附界面的切应力分布是分析判断冰的黏附界面破坏的前提条件。

2.1 界面应力

在不考虑蒙皮表面加热的条件下,只有外部空气动力才能对前缘冰层造成影响,其中反映外部空气动力强度和方向的来流速度、来流攻角等参数影响是本节研究的重点。

2.1.1 来流速度的影响

来流速度直接影响前缘冰层表面流场压力,因此是影响冰和蒙皮间黏附界面应力的重要因素。

首先,获得了不同来流速度下前缘冰和蒙皮间的黏附界面应力分布曲线,包括法向应力 σ 和切应力 τ_{xy} 。图 10 是来流攻角 $\alpha=0^\circ$ 时,不同来流速度下前缘冰和蒙皮间黏附界面切应力分布。当来流速度较低时,黏附界面切应力很小。随着来流速度的增大,界面切应力绝对值越来越大,变化也越明显。黏附界面出现了两个正切应力区和一个负切应力区。两个正切应力区位于黏附界面的上、下界面,负切应力区位于黏附界面中间,绝对值均随来流速度增加呈增大趋势。

图 11 是来流攻角 $\alpha=4^\circ$ 时,不同来流速度下前缘冰和蒙皮间黏附界面切应力分布。同样地,随着来流速度的增大,黏附界面切应力绝对值和变化都越来越大。黏附界面绝大部分都出现了负

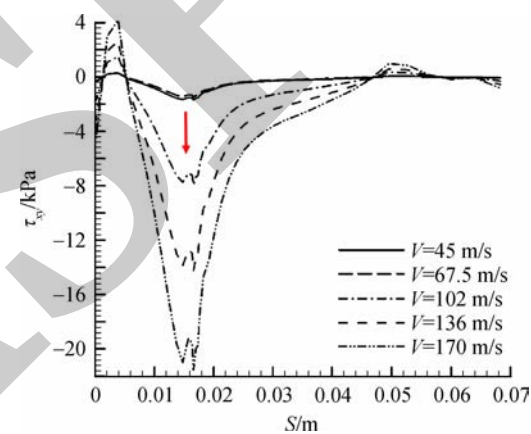


图 11 不同来流速度下黏附界面切应力分布($\alpha=4^\circ$)

Fig. 11 Shear stress distribution of adhesion interface under different airflow speeds ($\alpha=4^\circ$)

切应力区,只在上、下界面出现了非常小的正切应力区。

2.1.2 来流攻角的影响

来流攻角的变化可以改变前缘冰层表面压力的分布,这是影响前缘冰层和蒙皮间黏附界面应力分布规律的重要因素。

图 12 是来流速度 $V=102\text{ m/s}$ 时,不同来流攻角下黏附界面的切应力分布。由图可知,前缘冰层和蒙皮间的黏附界面最上端和最下端附近区域,黏附界面切应力基本为零。当来流攻角为 $0^\circ\sim 8^\circ$ 时,黏附界面出现了负切应力区,而来流攻角为负值时,黏附界面却出现了正切应力区。切应力最大绝对值出现在黏附上、中界面之间位置,并随来流攻角绝对值的增大而增大。

图 13 是前缘冰层和蒙皮间黏附界面的法向

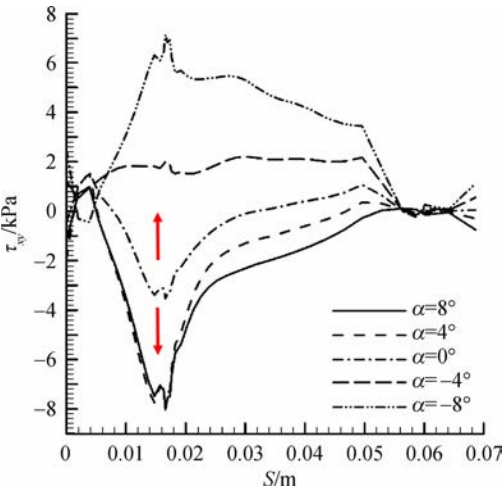


图 12 不同来流攻角下黏附界面切应力分布
($V=102\text{ m/s}$)
Fig. 12 Shear stress distribution of adhesion interface under different airflow angles of attack
($V=102\text{ m/s}$)

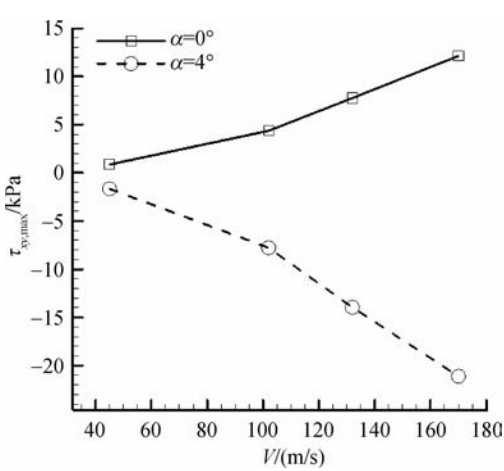


图 14 黏附界面切应力最大值随来流速度的变化
Fig. 14 Variation of maximum shear stress of adhesion interface with airflow speed

造成了对冰层的破坏。本节重点是找出其中影响冰层破坏的最关键因素。

2.2.1 加热/不加热的比较

对蒙皮表面加热和不加热条件下前缘冰层和蒙皮间的黏附界面应力的差异进行了比较。

图 15、图 16 分别是蒙皮表面加热/不加热条件下的黏附界面法向应力、切应力分布,加热时间 $t_h=20\text{ s}$,热流密度 $q=40\text{ kW/m}^2$ 。由图可知,和蒙皮表面加热条件下的黏附界面应力相比,不加热条件下的黏附界面应力非常小,几乎可以忽略。

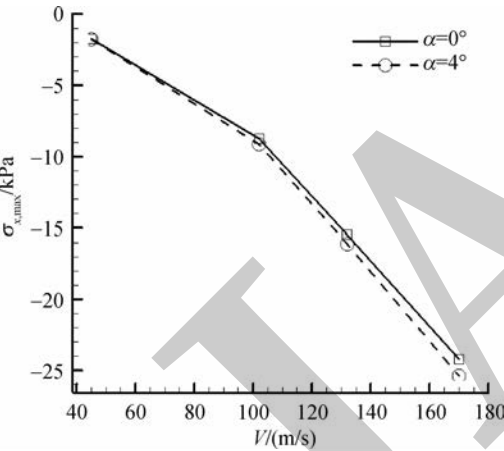


图 13 黏附界面法向应力最大值随来流速度的变化
Fig. 13 Variation of maximum normal stress of adhesion interface with airflow speed

应力最大值随来流速度的变化。图 14 是黏附界面的切应力最大值随来流速度的变化。由图可知,黏附界面的法向应力、切应力最大绝对值均随来流速度的增大而不断增大。其中,来流攻角为 0° 和 4° 对应的界面法向应力最大值都是负值,两者差别很小。而来流攻角为 0° 对应的黏附界面切应力最大值为正,来流攻角为 4° 时对应的黏附界面切应力最大值为负,最大剪切力方向刚好相反,两者差别略大。其中,下标 max 代表最大值。

2.2 界面耦合应力

在考虑蒙皮表面加热的条件下,不仅有外部空气动力的作用,而且还有蒙皮表面加热产生的热应力影响,共同影响了黏附界面应力的大小,并

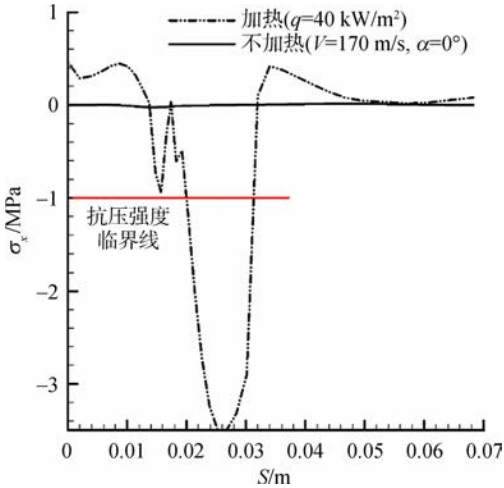


图 15 蒙皮表面加热/不加热的黏附界面法向应力分布
Fig. 15 Distribution of normal stress of adhesion interface under heating/no heating of skin surface

2.2.2 热流密度的影响

获得了不同热流密度对前缘冰层和蒙皮间黏

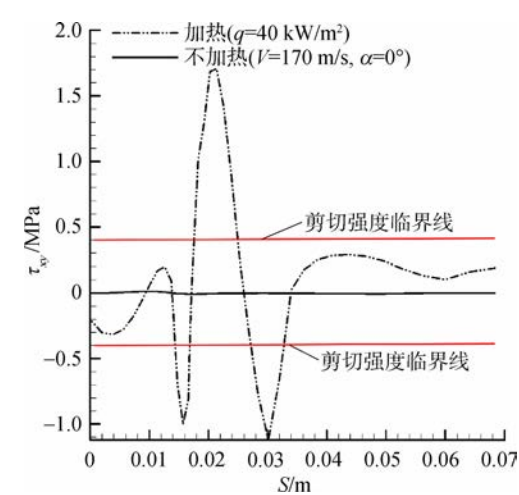


图 16 蒙皮表面加热/不加热的黏附界面切应力分布
Fig. 16 Distribution of shear stress of adhesion interface under heating/no heating of skin surface

附界面应力的影响。热流密度的改变可以产生不同的界面热应力,反映不同热量输入对前缘冰和蒙皮间黏附界面的破坏影响。

图 17、图 18 分别是不同热流密度下黏附界面法向应力、切应力分布,加热时间 $t_h = 20\text{ s}$ 。由图可知,随着热流密度的增大,黏附界面法向、切应力绝对值越来越大。在黏附界面的加热区域,冰层受热后产生膨胀,外表面受到空气动力载荷的约束,由此黏附界面产生了非常大的压应力,超过了抗压强度,此时,可以忽略空气动力载荷的影响。界面法向应力在加热面为负值,而切应力在加热面为正值,表现为往上的剪切破坏作用,法向应力、切应力的最大应力峰值均出现在加热面。

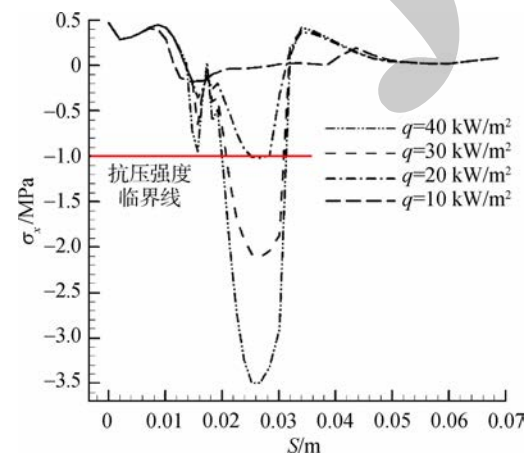


图 17 不同热流密度下黏附界面法向应力分布 ($t_h = 20\text{ s}$)
Fig. 17 Distribution of normal stress of adhesion interface under different heat flow rates ($t_h = 20\text{ s}$)

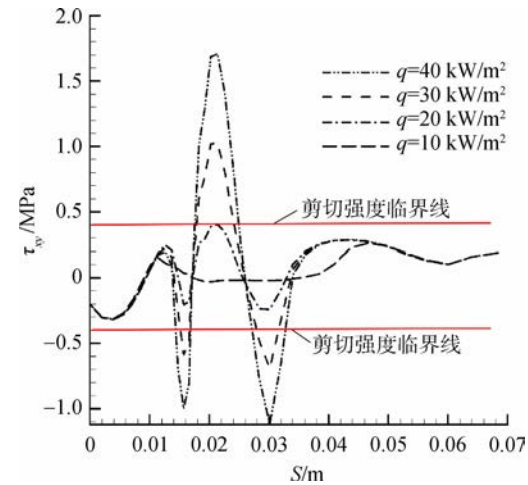


图 18 不同热流密度下黏附界面切应力分布 ($t_h = 20\text{ s}$)
Fig. 18 Distribution of shear stress of adhesion interface under different heat flow rates ($t_h = 20\text{ s}$)

2.3 内部应力

在外部空气动力和蒙皮表面加热产生的热应力作用下,前缘冰层内部的局部薄弱区域也可能发生破坏,这就需要根据冰层内部的应力大小来判断。因此本节获得了蒙皮表面不加热和加热条件下前缘冰层的内部应力分布。

图 19 是蒙皮表面不加热条件下前缘冰层内部第三主应力 (σ_3) 分布云图 ($V = 170\text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)。由图可知,蒙皮表面不加热条件下,第三主应力(压应力)最大绝对值发生在冰层和蒙皮间黏附上界面的 $20\% \sim 30\%$ 弦向区域范围,但远远低于黏附界面的抗压强度。

图 20 是前缘冰层内部第三主应力最大值

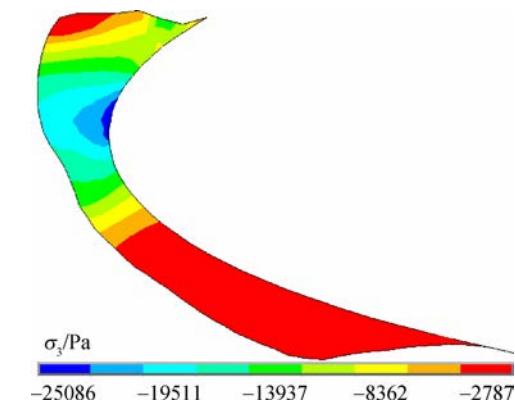


图 19 不加热条件下前缘冰层内部第三主应力分布云图 ($V = 170\text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)
Fig. 19 Contour of the third principal stress inside ice on leading edge under no heating condition ($V = 170\text{ m/s}$, $\alpha = 0^\circ$)

($\delta_{3,max}$)随速度的变化($\alpha=0^\circ, 4^\circ$)。由图可知,前缘冰层内部第三主应力最大绝对值随来流速度的增大而增大,说明最大压应力不断增大。来流攻角为 4° 时的第三主应力最大绝对值增加的速度比攻角为 0° 时的更快。来流速度为 170 m/s 、来流攻角为 4° 时对应的第三主应力最大绝对值为 32 kPa ,仅占抗压强度的 3.2% ,根本无法造成冰层内部的破坏。

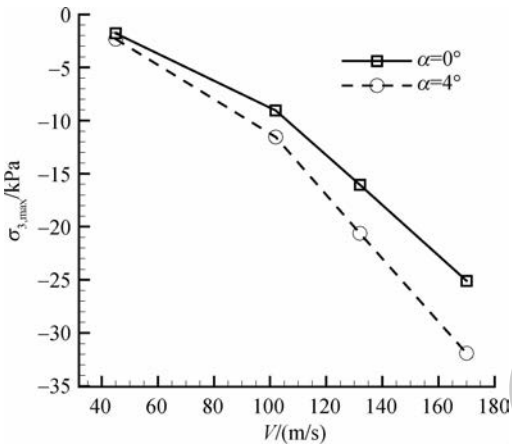


图 20 不加热条件下前缘冰层内部第三主应力最大值随速度的变化($\alpha=0^\circ, 4^\circ$)

Fig. 20 Variation of maximum value of the third principal stress inside ice layer on leading edge with airflow speed under no heating condition ($\alpha=0^\circ, 4^\circ$)

图 21 是蒙皮表面加热条件下前缘冰层内部第三主应力分布云图($q=20\text{ kW/m}^2, t_h=20\text{ s}$)。由图可知,前缘冰层内部第三主应力最大绝对值发生在在靠近加热界面的 $20\% \sim 80\%$ 弦向区域

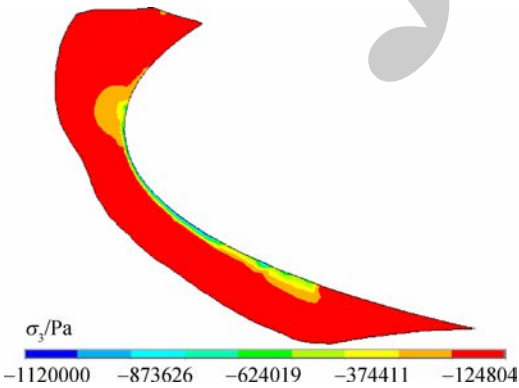


图 21 不加热条件下前缘冰层内部第三主应力分布云图($q=20\text{ kW/m}^2, t_h=20\text{ s}$)

Fig. 21 Contour of the third principal stress inside ice layer on leading edge under heating condition

($q=20\text{ kW/m}^2, t_h=20\text{ s}$)

范围。

图 22 是前缘冰层内部第三主应力最大值随热流密度的变化($t_h=5, 10, 15, 20\text{ s}$)。由图可知,前缘冰层内部第三主应力最大绝对值随热流密度的增加逐渐增大,表现为压应力不断增大。热流密度越大,导致冰层热膨胀越严重,由于外部空气动力和黏附界面的约束,膨胀越严重则产生的压应力就越大,这就导致冰层内部第三主应力最大绝对值随热流密度的增加逐渐增大。

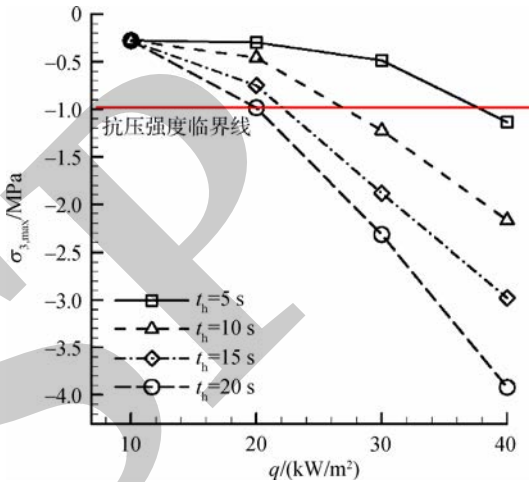


图 22 前缘冰层内部第三主应力最大值随热流密度的变化($t_h=5, 10, 15, 20\text{ s}$)

Fig. 22 Variation of maximum value of the third principal stress inside ice layer on leading edge with heat flow rate ($t_h=5, 10, 15, 20\text{ s}$)

蒙皮表面不加热条件下,空气动力无法造成前缘冰层内部的破裂,而蒙皮表面加热条件下,主应力很容易造成前缘冰层内部的破坏。

2.4 冰破坏准则

研究表明,只考虑融化的冰破坏准则已不符合热除冰的热/力耦合物理特征。因此,本研究基于外部空气动力和蒙皮表面加热的共同作用,并结合蒙皮表面温度对黏附界面的剪切强度影响,建立热/力耦合作用下的冰破坏准则。

外部空气动力产生的界面应力和蒙皮表面加热产生的界面热应力之和,必须大于与蒙皮表面温度相关的剪切强度,则冰层发生破坏,破坏位置是耦合应力超过剪切强度的区域;反之,冰层无法发生破坏,其数学描述如下式:

$$\begin{cases} |\tau_a + \tau_t| \geq \tau_w(\theta) \\ |\tau_a + \tau_t| < \tau_w(\theta) \end{cases} \quad (7)$$

其中 τ_a 是只有气动力作用时黏附界面的剪切力,

τ_i 是蒙皮加热作用时黏附界面的剪切力, τ_w 是黏附界面的剪切强度。

通过文献[17]的实验结果,可以获得黏附界面的剪切强度随蒙皮表面温度的变化曲线(图 23),可拟合成分段函数的形式。由图可知,黏附强度直接与蒙皮表面温度相关,在蒙皮表面温度低于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,剪切强度几乎不变,约为 400 kPa ;当蒙皮表面温度高于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,剪切强度随蒙皮表面温度近似呈线性下降趋势,并在 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时下降为零。

$$\tau_w(\theta)=\begin{cases}d\theta+e & \theta\geqslant-5\text{ }^{\circ}\text{C}\\f & \theta<-5\text{ }^{\circ}\text{C}\end{cases}\quad(8)$$

其中 d 、 e 、 f 是常数,分别为 $-79\,945.81$ 、 $6\,656.47$ 、 $400\,000$ 。

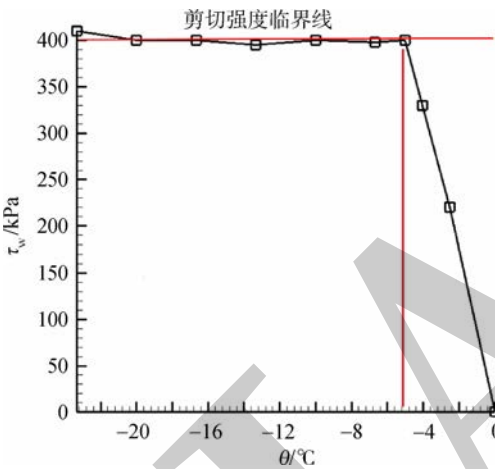


图 23 黏附界面剪切强度随表面温度的变化
Fig. 23 Variation of shear strength of adhesion interface with surface temperature

来流速度为 170 m/s 、攻角 4° 时,冰-蒙皮间黏附界面最大切应力约为 22 kPa ,当表面温度低于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,剪切强度约为 400 kPa ,空气动力产生的黏附界面最大切应力仅占剪切强度的 5.5% 。当表面温度高于 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,由于剪切强度随表面温度不断下降,界面最大切应力占剪切强度的比重会不断增大。但总地说来,空气动力很难破坏冰-蒙皮间黏附界面。

飞机热除冰时,热流密度为 40 、 30 、 20 kW/m^2 条件下,热/力耦合作用产生的黏附界面最大切应力分别是 1.7 、 1.0 、 0.4 MPa ,由此产生的界面切应力很容易超过界面剪切强度 0.4 MPa ,从而破坏冰-蒙皮间黏附界面。

因此,如果不考虑蒙皮表面加热,空气动力很难造成冰的破坏。如果考虑蒙皮表面加热,空气

动力和蒙皮表面加热产生的热/力耦合作用,使得黏附界面产生的切应力很容易超过剪切强度,这是冰容易发生破坏的关键因素。

3 结 论

本文建立了热/力耦合作用的翼型前缘冰层应力模型,采用有限元方法对控制方程组进行了求解,获得了空气动力和蒙皮表面加热对冰层黏附界面应力的影响规律,并建立了基于应力分析和热/力耦合作用的冰破坏准则,获得如下结论:

- 1) 蒙皮表面不加热时,外部空气动力无法造成冰破坏,来流速度为 170 m/s 、来流攻角为 4° 的最大压应力仅占抗压强度的 3.2% ,最大切应力占剪切强度的 5.5% 。来流速度改变了冰-蒙皮间黏附界面应力的强度,法向应力、切应力及其最大绝对值随来流速度呈单调增大趋势。来流攻角改变了冰-蒙皮界面应力的分布位置,黏附界面正/负切应力区随来流攻角的正/负变化发生移动。
- 2) 蒙皮表面加热时,黏附界面法向、切应力绝对值随着热流密度的增大而增大,热流密度为 20 kW/m^2 时,热/力耦合作用产生的黏附界面最大切应力超过界面剪切强度,可以破坏冰-蒙皮间黏附界面。界面法向应力、切应力的最大应力峰值均出现在加热面,法向应力在加热面为负值,形成很大的压应力,而切应力在加热面为正值,表现为往上的剪切破坏作用。前缘冰层内部最大压应力也随热流密度的增加逐渐增大。

3) 蒙皮表面不加热条件下,空气动力无法造成前缘冰层的破坏,而蒙皮表面加热条件下,热应力很容易造成冰层的破坏,冰破坏并不需要冰-蒙皮间黏附界面发生融化。冰破坏准则综合考虑了空气动力和蒙皮表面加热的耦合作用。外部空气动力产生的界面应力和蒙皮表面加热产生的界面热应力之和大于黏附界面的剪切强度,则冰层发生破坏;反之,冰层无法发生破坏。

下一步将在冰破坏准则的基础上,考虑热/力耦合的效应,对基于应力分析的冰脱落准则进行研究。

参考文献:

[1] KIND R J, POTAPCZUK M G, FEO A, et al. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1998, 34(5/6): 275-345.
[2] KEVIN R P, CAROL D J. A statistical review of aviation airframe icing accidents in the US[R]. Washington DC:

National Transportation Safety Board,2004.

[3] LYNCH F T,KHODADOUST A. Effects of ice accretions on aircraft aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences,2001,37(8):669-767.

[4] BRAGG M B,BROEREN A P,BLUMENTHAL L A. Iced-airfoil aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences,2005,41(5):323-362.

[5] 肖春华,桂业伟,易贤,等. 结冰翼型表面明冰的压力分布和应力计算[J]. 航空动力学报,2009,24(7):1457-1463. XIAO Chunhua,GUI Yewei,YI Xian,et al. Pressure distribution and stress calculation of glaze ice on iced airfoil [J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(7):1457-1463. (in Chinese)

[6] 李清英,朱春玲,白天. 电脉冲除冰系统的除冰实验与数值模拟[J]. 航空动力学报,2012,27(2):350-356. LI Qingying,ZHU Chunling,BAI Tian. De-icing experiment and numerical simulation of the electro-impulse de-icing system[J]. Journal of Aerospace Power,2012,27(2):350-356. (in Chinese)

[7] SOLTIS J,PALACIOS J,EDEN T,et al. Ice adhesion mechanisms of erosion-resistant coatings[J]. AIAA Journal,2015,53(3):1-9.

[8] SOLTIS J,PALACIOS J,WOLFE D E,et al. Evaluation of ice adhesion strength on erosion resistant materials[R]. AIAA-2013-1509,2013.

[9] 肖春华,林贵平,桂业伟,等. 电热除冰的热力耦合特性及其对冰层的影响研究[J]. 实验流体力学,2012,26(2):23-28. XIAO Chunhua,LIN Guiping,GUI Yewei,et al. Study on coupled thermo-mechanical characteristics and its effects during the process of electrothermal deicing[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2012,26(2):23-28. (in Chinese)

[10] LEFFEL K L. A numerical and experimental investigation of electrothermal aircraft deicing[D]. Toledo, Ohio: The University of Toledo,1986.

[11] KEITH T G,DEWITT K J,MAIULANIEC K C,et al. Predicted electrothermal deicing of aircraft blades [R]. AIAA 84-0110,1984.

[12] 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)

[13] SAEED F,PARASCHIVOIU I. Optimization of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA-2003-733,2003.

[14] PAPADAKIS M,WONG S H,YEONG H W,et al. Icing tunnel experimental with a hot air anti-icing system[R]. AIAA-2008-444,2008.

[15] 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)

[16] SCAVUZZO R J,CHU M L,ANANTHASWAMY V. Influence of aerodynamic forces in ice shedding[J]. Journal of Aircraft,1994,31(3):526-530.

[17] SCAVUZZO R J,CHU M L. Structural properties of impact ices accreted on aircraft structures[R]. NASA Contractor Report 179580,1987.

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

[19] 肖春华,林贵平,桂业伟,等. 冰脱落对电热除冰传热特性的影响研究[J]. 空气动力学报,2012,30(4):551-556. XIAO Chunhua,LIN Guiping,GUI Yewei,et al. Study on effect of ice shedding on heat transfer characteristics of electrothermal aircraft deicing[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2012,30(4):551-556. (in Chinese)

[20] 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.

[21] 裴燮纲,韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京:航空专业教材编审组,1985.

[22] HENRY R. Development of an electrothermal de-icing/anti-icing model[R]. AIAA 92-0526,1992.

[23] THWAITES B. Incompressible aerodynamics [M]. Oxford,UK:Clarendon Press,1960.

[24] POTAPCZUK M G,BIDWELL C S. Numerical simulation of ice growth on a MS-317 swept wing geometry [R]. AIAA 91-0263,1991.

[25] 王勖成,邵敏. 有限单元法基本原理和数值方法[M]. 北京:清华大学出版社,1997.

[26] 孔祥谦. 热应力有限单元法分析[M]. 上海:上海交通大学出版社,1999.

(编辑:陈 越)