

翼型电热防 / 除冰系统的数值模拟*

Simulation of Airfoil Electro-Thermal Anti-Ice/De-Ice System

北京航空航天大学航空科学与工程学院 钟 国

[摘要] 飞机积冰是飞机在积冰气象条件下飞行时,大气中的液态水在部件表面冻结并积聚成冰的一种物理过程。开展飞机积冰研究,可以使人们更深入地认识积冰产生的机理,为飞机防 / 除冰装置的设计提供理论基础。采用数值模拟的手段,对二维翼型的结冰过程和防 / 除冰过程进行了系统的研究。根据经典 Messinger 模型对机翼的结冰过程进行了模拟,并在此模型的基础上计算了所需要的防冰热功率,同时采用焓方法对飞机机翼的融冰过程进行了模拟。

关键词: 数值模拟 电热防冰 积冰冰形 热力学

[ABSTRACT] Aircraft can experience icing when encountering a cloud that contains supercooled water droplets. Ice accretion is a common phenomenon in flight. Investigation on icing mechanism and effects is the basis of anti-ice/de-ice equipment design. In order to understand ice accretion deeply, the ice accretion and anti-ice/de-ice process of two-dimensional airfoil are investigated systematically by numerical simulation methods. The ice accretion process of airfoil is simulated according to messinger model, and the thermal power required by the anti-ice system is calculated on the basis of this model. At the same time, a simulation of melting process on airfoil is presented respectively.

Keywords: Numeral simulation Electro-thermal anti-ice Ice shape Thermodynamics

结冰问题一直是困扰民用航空界的两大气象安全问题之一,几十年来一直受到研究者的高度关注。所谓飞机结冰就是指飞机表面某些部位聚集了冰层的现象^[1]。自然界中形成的积冰类型多种多样,对飞行安全的危害程度也不尽相同,其中以翼面结冰对飞行安全的影响尤为突出。翼型表面积冰后,产生的表面不平度使翼型失真,严重破坏了翼型的流线外形,导致流场品质恶化、阻力增加、升力下降、失速迎角减小,严重降低飞机稳定性和操纵性。为了满足积冰气象条件下安全飞行的要求,飞机上通常要设计积冰探测、报警以及相应的防 / 除冰装置。

用数值方法研究飞机积冰问题,是从 20 世纪 80 年代开始兴起的。随着计算科学和计算机技术的不断发展,加上数值模拟在经济成本上的巨大优势,它已逐渐成为研究积冰的重要手段。

本文介绍了处理积冰模拟问题所用到的热力学模型,以 NACA0012 翼型为算例,计算了不同温度下的积冰外形和理论上所需的防冰热功率、提出了将除冰问题简化为相变热传导问题的合理假设,采用焓方法计算了不同除冰热流下、不同除冰时间下的冰层融化情况,并进行了比较。

1 翼面防冰参数的数值模拟

现有飞机防冰系统可分为两大类:一类是防冰系统,即不允许在飞机部件上产生结冰的系统;另一类是除冰系统,这类系统允许在飞机部件上结少量的冰,然后周期地把冰除去^[2]。

1.1 物理模型

电加热方法广泛应用于飞机的防冰系统中。根据这种方法,加热元件被置于机翼蒙皮下方,如图 1 所示^[3]。飞机飞行的过程中,在进入积冰区域时打开加热元件,加热热流可增高蒙皮表面温度,减小冰与机翼表面的附着力,从而达到防冰的作用。由于积冰主要分布在翼型的前缘,且防冰时沿翼型表面所需的防冰热功率

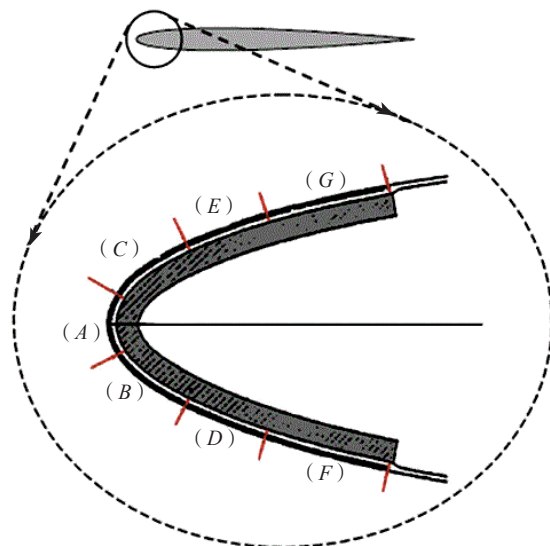


图1 机翼内部的加热原件示意图

Fig.1 Diagram of heating element of internal wing

* 航空科学基金项目(2009ZA5107)。

往往并不相同,因此防冰系统通常布置于翼型前缘,采用变功率的设计。在这种情况下,如何合理地提供防冰热功率、优化功率分布,对于防止机翼结冰、保证飞行安全、节约能源就有着十分重要的意义。

1.2 数学模型

图2所示为翼型的积冰表面上某个控制体在积冰过程中的质量传递情况^[4-5]。其中, \dot{m}_{imp} 表示与控制体表面相碰撞的所有水滴的质量总和; \dot{m}_{rbi} 表示由从上一控制体流到当前控制体的液态水质量; \dot{m}_{rbo} 表示由从当前控制体流到下一控制体的液态水质量; \dot{m}_e 表示由于蒸发而损失的水质量; \dot{m}_{ice} 表示单位时间的结冰质量。

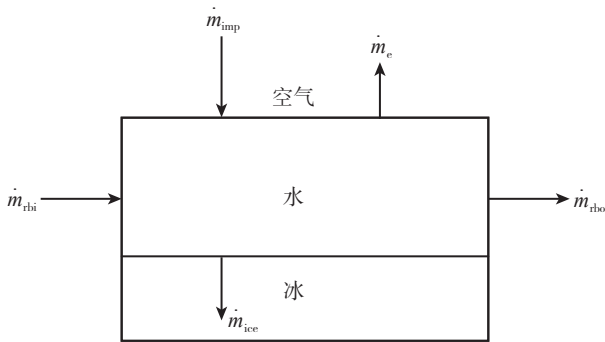


图2 积冰表面的质量守恒
Fig.2 Mass balance on ice surface

图3所示为翼型的积冰表面上某个控制体在积冰过程中的能量传递情况。其中, \dot{Q}_{imp} 表示撞击在表面的水滴所具有的能量; \dot{Q}_a 表示防/除冰系统单位时间内提供的热量; \dot{Q}_{rbi} 表示相邻控制体流入的液态水所具有的能量; \dot{Q}_{rbo} 表示流出控制体的液态水所带走的能量; \dot{Q}_e 表示控制体表面蒸发或升华所损失的热量; \dot{Q}_c 表示气流与表面对流换热引起的热量交换; \dot{Q}_{ice} 表示控制

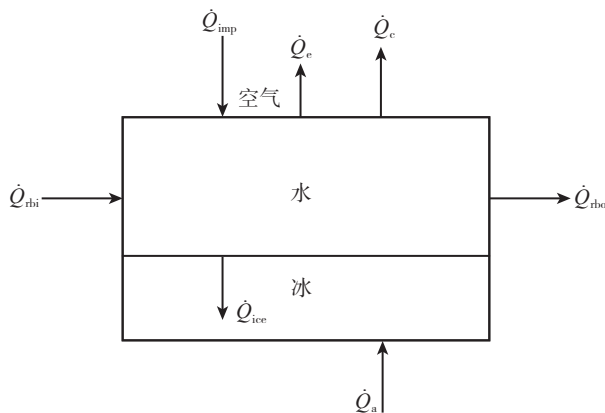


图3 积冰表面的能量守恒
Fig.3 Energy balance on ice surface

体内液态水凝结成冰所引起的能量变化。

根据守恒原理,有:

$$\begin{cases} \dot{m}_{imp} + \dot{m}_{rbi} - \dot{m}_{rbo} - \dot{m}_e = \dot{m}_{ice} \\ \dot{Q}_{imp} + \dot{Q}_{rbi} + \dot{Q}_a - \dot{Q}_c - \dot{Q}_e - \dot{Q}_{rbo} = \dot{Q}_{ice} \end{cases}, \quad (1)$$

通过求解以上方程组,可以求出所需的防冰热功率沿翼形表面的分布情况,即 \dot{Q}_a 的分布。

1.3 计算方法

方程组的求解由翼型表面的驻点处开始,此时控制体内不会含有其他控制体流入的液态水,因此 \dot{m}_{rbi} 为 0,从而使得方程的未知量与方程的个数一致。

引入冻结系数 f_{ice} , 定义为表面某控制体积中的积冰质量与进入该控制体积的所有水质量的比值,即:

$$f_{ice} = \dot{m}_{ice} / (\dot{m}_{imp} + \dot{m}_{rbi}) \quad (2)$$

首先假设平衡时的液面温度 T_s 等于冻结温度 T_f , 此时可以解出相应条件下的冻结系数 f_{ice} 。由于冻结系数满足关系 $f_{ice} \in [0, 1]$, 因此根据解出的 f_{ice} 可进行如下3种处理^[6]。

(1) 当解出的 f_{ice} 在 0 到 1 之间时,说明假设正确, $T_s = T_f$, 进一步可解出 \dot{m}_{rbo} , 并且 $T_{rbo} = T_s = T_f$;

(2) 当解出的 f_{ice} 大于 1 时,说明完全冻结,此时令 $f_{ice} = 1$, 可解出平衡温度 T_s , 并且 $\dot{m}_{rbo} = 0$;

(3) 当解出的 f_{ice} 小于 0 时,说明没有冻结发生,此时令 $f_{ice} = 0$, 可解出平衡温度 T_s , 进一步可解出 \dot{m}_{rbo} , 并且 $T_{rbo} = T_s$ 。

当驻点处的结冰状态确定后,可将流出的水 \dot{m}_{rbo} 均分为两部分,分别作为与该控制体相邻的另外两个控制体的流入水 \dot{m}_{rbi} , 则这两个控制体的未知数与方程个数相等,可以按上述方法进行求解。对整个撞击区域进行如上计算,即可获得整个积冰区域内所需的防冰热功率沿翼形表面的分布情况。

2 电热除冰参数的数值模拟

周期电热除冰系统是采用电加热的方式,使飞机部件结冰表面被周期地加热或冷却的一种结冰安全防护措施。系统工作时,在冷却过程中,部件表面结冰区收集与之相对运动的大气中的过冷水滴而产生结冰;在加热过程中,电加热的结果使表面温度不断升高,部件表面所结冰层与蒙皮相连的薄层首先开始融化,冰层与部件表面的附着力大大削弱,在气动力作用下,冰层脱落。

2.1 物理模型

在计算融冰问题时,电热除冰系统可简化为内蒙皮、内部绝热层、加热元件、外部绝缘层、保护层,冰层紧贴着保护层,如图4所示^[7]。

对模型作如下假设^[8]:

(1) 除冰过程相对于冰形增长来说非常短暂,冰形增长对除冰载荷的影响可以忽略,即在除冰计算时可以不考虑冰形的增长;

(2) 电加热除冰只需融化掉蒙皮附近很薄的一层冰,认为近壁面第一层网格的冰全部融化时(温度大于融化温度时),冰从壁面脱落,除冰过程的一个周期结束;

(3) 临近的层与层之间完全接触,且材料的物性参数不随温度变化。

(4) 结冰融化的相变过程发生在很小的温度间隔内(0.002℃)。

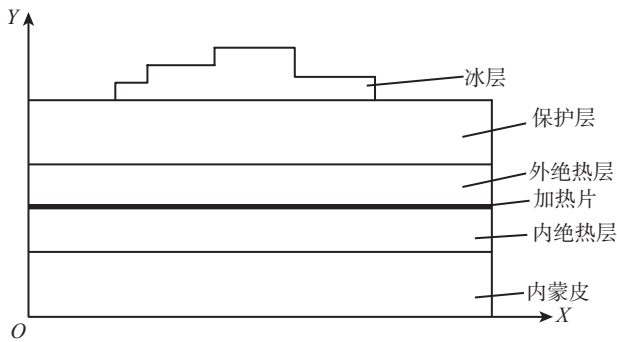


图4 电热除冰系统微元结构图
Fig.4 Infinitesimal structure of electro-thermal de-ice system

2.2 数学模型和计算方法

仅考虑沿翼面法向的热传导,则整个系统的能量平衡方程可表示为如下形式^[9]:

$$\frac{\partial H_j}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_j \frac{\partial T_j}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_j \frac{\partial T_j}{\partial y} \right) + q_j \quad (3)$$

其中, H 为该控制体积总焓值; T 为该控制体积的温度; λ 为该控制体的导热系数。

如图 5 所示,相变过程发生在一个非常小的温度范围内,焓与温度在此范围内是成线性关系的,根据温度的不同,由方程(4)可以得出各状态下总焓值(包括显热焓和潜热焓),其表达式为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{固相区: } H_s = \rho_s \cdot C_{ps} \cdot T, T < T_m - \varepsilon \\ \text{两相区: } H_m = H_{sm} + (T - T_m)(H_{lm} - H_{sm}) / (2\varepsilon), \\ \quad T_m - \varepsilon \leq T \leq T_m + \varepsilon \\ \text{(其中, } H_{sm} = \rho_s \cdot C_{ps} \cdot T_m, H_{lm} = \rho_l \cdot (C_{pl} \cdot T_m + L)) \text{, (4)} \\ \text{液相区: } H_l = \rho_l \cdot C_{pl} \cdot (T - T_m) + \rho_l \cdot (C_{pl} \cdot T_m + L), \\ \quad T > T_m + \varepsilon \\ \text{系统各层: } H_j = \rho_j \cdot C_j \cdot T \end{array} \right.$$

其中, ρ 为密度, C 为定压比热, L 为冰的相变潜热, T_m 为水的相变温度, ε 为相变温度区间的一半。下标 s、m、l 和 j 分别代表冰、冰水混合物、水和所研究的系统各层。

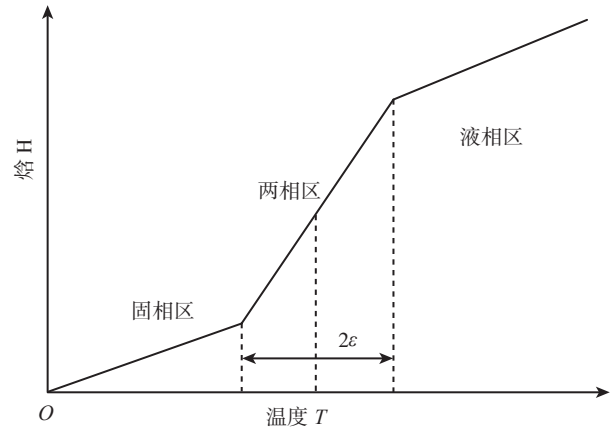


图5 物质相变区示意图
Fig.5 Diagram of phase transition zone

其边界条件为:

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{外表面: } -\lambda_s \frac{\partial T}{\partial x} = h_c (T - T_\infty) \\ \text{内表面: } \lambda_l \frac{\partial T}{\partial x} = h_1 (T - T_\infty) \\ \text{左右边界: } \frac{\partial T}{\partial x} = 0 \end{array} \right. \quad (5)$$

初始条件为: $T_j = T_\infty$ 。 (6)

其中, h_1 为内蒙皮的对流换热系数; T_∞ 为环境温度; h_c 表示结冰表面相应控制体的对流换热系数,可通过文献[6]所述方法获得。

采用控制容积法将微分方程离散化,利用 TDMA 法(三对角矩阵算法)对离散方程进行求解,即可计算出除冰系统和整个除冰区域内的温度分布情况。

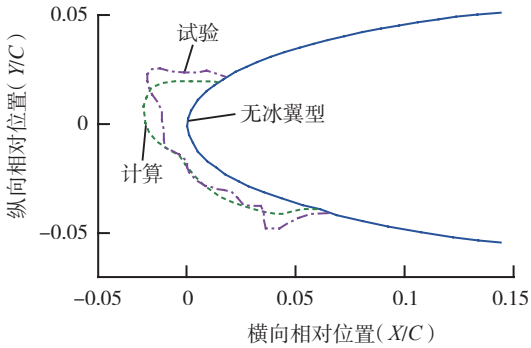
3 算例分析

3.1 防冰参数的计算结果

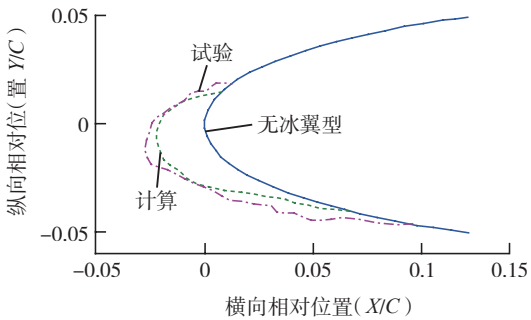
采用前述模型,对 NACA0012 翼型在 4° 迎角情况下的积冰外形及防 / 除冰参数进行数值模拟,计算条件为: 速度 $V=67.05\text{m/s}$; 压强 $P=101300\text{Pa}$; 翼型弦长 $b=1\text{m}$; 迎角 $\alpha=4^\circ$; 水滴直径 $LWC=1.0\text{g/m}^3$; 液态水含量 $MVD=20\mu\text{m}$; 结冰时间 $T=6\text{min}$; 温度为 -26°C 和 -3.9°C 。

为验证计算的准确性,首先将模拟积冰外形与试验数据进行对比,如图 6 所示。图 6 (a) 为 -3.9°C 时的积冰外形,从图中可以看出模拟的积冰外形同试验数据大体吻合,但上部冰角的角度略小于试验数据。图 6 (b) 为 -26°C 时的积冰外形,从图中可以看出,预测的积冰外形整体同试验数据较为一致,但积冰的下极限位置同试验结果有一定差距,总的积冰量和积冰范围均略小于试验数据^[10]。

图 7 所示为不同环境温度下所需的防冰热功率。



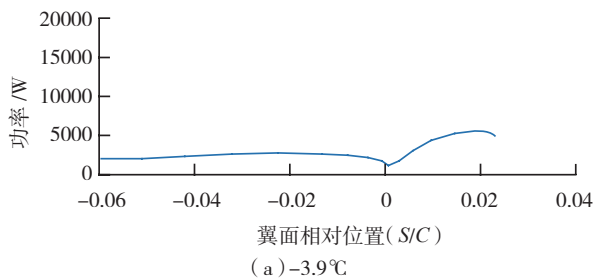
(a) -3.9°C



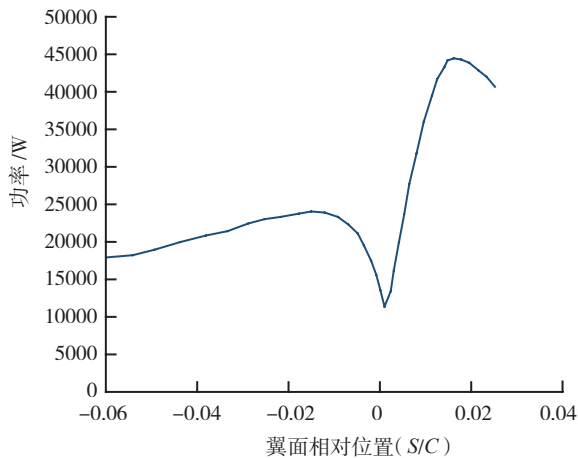
(b) -26°C

图6 不同环境温度下模拟冰形与试验数据的对比

Fig.6 Comparison between simulated ice shape and experimental data under different temperatures



(a) -3.9°C



(b) -26°C

图7 不同环境温度下所需的防冰热功率

Fig.7 Thermal power for anti-ice under different temperatures

从图中可以看出,环境温度较低时所需要的热功率较大,反之环境温度较高时所需要的热功率较小。从防冰热功率沿翼型表面的分布情况来看,所需的热功率在靠近前缘点时较小,向两侧递增,远离前缘位置时则再减小。由此,可以根据飞行条件优化防冰系统的功率分布。

3.2 除冰系统的计算结果

采用前述电热除冰模型进行数值模拟,其中除冰系统的参数选择如表1所示。

表1 电热除冰模型的参数选择

名称	密度 $\rho_i/$ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	比热 $c/$ ($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	导热系数 $\lambda/$ ($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	层厚/m
内蒙皮	2800	963	115	0.002210
内绝热层	1760	963	0.38	0.001270
加热片	8250	448	13.2	0.000102
外绝热层	1760	964	0.38	0.000254
保护层	7930	494	15.1	0.000305
水	999.6	4174	0.554	
冰	919.5	2102	2.45	

为验证计算的准确性,首先给出了与文献[11]相同计算条件下,前缘点处的温度变化情况,并与之进行了比较,如图8所示。可以看出本文的计算结果与文献的计算结果基本吻合。

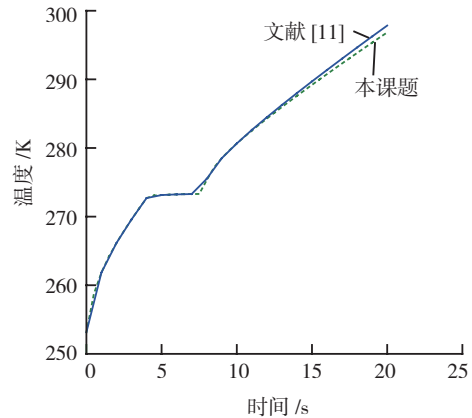


图8 除冰表面温度随时间的变化曲线

Fig.8 Change curve of de-ice surface temperature with time

许多文献在对除冰问题的计算中不考虑相变的影响,图9所示为考虑与不考虑相变情况的对比。从图中可以看出,冰层相变对除冰表面温度变化有较大的影响。在相变过程中,温度会在0°C保持一段时间,之后再上升。也就是说,若不考虑相变的影响,求得的除冰时间比实际情况要短,这将给飞行安全带来隐患。

系统的加热热流密度会影响除冰表面的温度变化和除冰时间。图10所示为-26°C条件下,不同加热热流下最初6s除冰表面的温度分布情况。从图中可以看出,在相同加热时间的情况下,加热热流越大,融化的冰

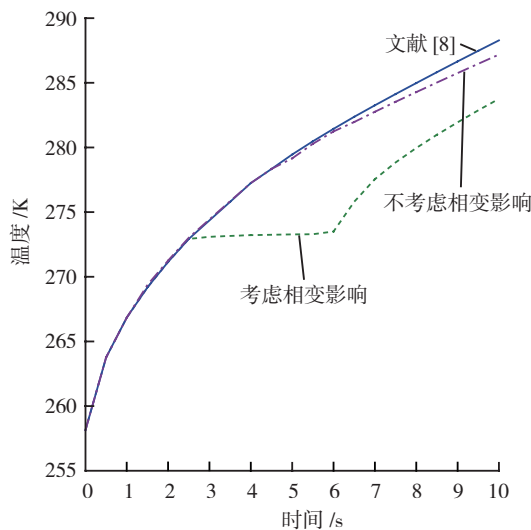


图9 相变对除冰性能的影响

Fig.9 Influence of phase transition on de-ice properties

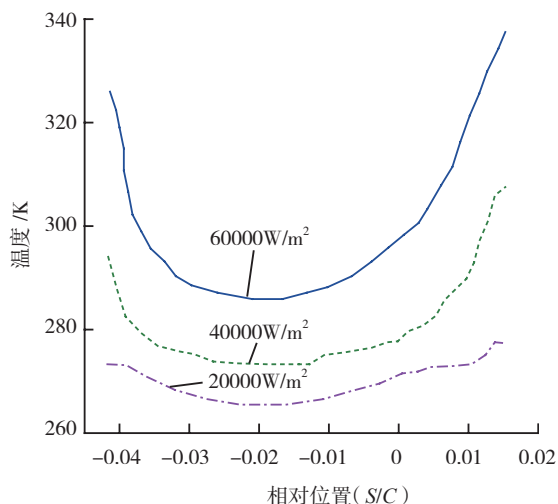


图10 不同热流密度下最初6s除冰表面温度对比

Fig.10 Comparison of surface temperature under different heat flux density in the first 6s

层厚度也越大,此时的蒙皮温度也越高。

图 11 所示为 -26°C 条件下, $40000\text{W}/\text{m}^2$ 的加热热流下除冰前 6s 内蒙皮表面冰层液态容积分数的对比。从图中可以看出,相同的加热热流的情况下,加热时间越长,融化的冰层厚度越大,但此时蒙皮温度越高,且融化一般首先发生在冰层末端的尖角处。因此可以采用本课题的模拟方法,确定合理的加热时间、加热热流和热流分布,提高除冰效率。

4 结束语

开展飞机积冰研究,深入认识积冰机理和积冰的危害,设计高效的防/除冰装置,对飞行安全至关重要。

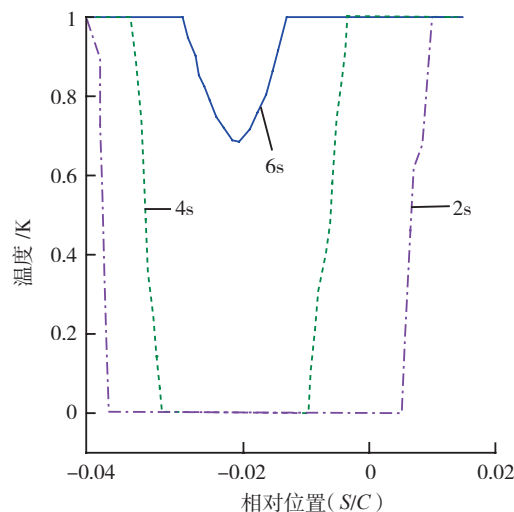


图11 最初6s除冰表面冰层液态容积分数的变化

Fig.11 Change of liquid volume fraction on de-ice surface in the first 6s

本课题以二维翼型的积冰问题为对象,采用数值模拟的手段,对翼型的积冰过程和防/除冰过程进行了全面而系统的研究,成功模拟了较低温度积光冰和较高温度的霜冰的冰形。模拟结果表明,在除冰过程中,积冰的融化首先发生在冰层末端的尖角处,随后向中间扩展。

参考文献

- [1] 黄仪方,朱志愚. 航空气象. 成都:西南交通大学出版社, 2002.
- [2] 裘燮纲,韩凤华. 飞机防冰系统. 北京:北京航空航天大学出版社,1985.
- [3] Silva C A L da, Silveiras C M, Zerbini E J G J. Airfoil anti-ice system modeling and simulation. AIAA 2003-734, 2003.
- [4] Mingione G, Brandi V, Esposito B. Ice accretion prediction on multi-element airfoils. AIAA-97-0178, 1997.
- [5] Messinger B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed. Journal of the Aeronautical Science, 1953, 20(1): 29-42.
- [6] 陈科. 机翼结冰的数值模拟[D]. 北京:北京航空航天大学, 2007.
- [7] Schneider G E, Zedan M A. A modified strong implicit procedure for the numerical solution of field problems. Numerical Heat Transfer, 1981(4):1-19.
- [8] 常士楠,候雅琴,袁修干. 周期电加热控制律对除冰表面温度的影响. 航空动力学报, 2007, 22(8):1 247-1 251.
- [9] Chao D F, Watt K J De, Keith T G, et al. Numerical simulation of electrothermal de-icing system. AIAA-83-0114.
- [10] Jaiwon Shin, Thomas H. Bond. Results of an icing test on a NACA0012 airfoil in the NASA lewis icing research tunnel. AIAA-92-0647,1992.
- [11] Goodrich L E. Efficient numerical technique for one-dimensional thermal problems with phase-change. Int. J. Heat Mass Transfer, 1978(21):615-621.

(责编 小颖)