

文章编号: 1000-8055(2007)08-1247-05

周期电加热控制律对除冰表面温度的影响

常士楠, 候雅琴, 袁修干

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 研究周期性电热除冰系统加热控制律对表面温度的影响是进行系统设计和优化的前提. 在采用焓法模型对二维电热除冰系统矩形单元的瞬态传热模型进行建模的基础上, 采用控制容积法全隐格式求解控制微分方程, 对周期性电热除冰表面的温度进行了计算. 分析了影响表面温度的主要因素, 得到表面温度与加热控制律的关系, 结果表明: 供电电流密度的大小和供电周期对系统除冰效果有重要影响, 需要合理匹配.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 电热除冰系统; 周期电加热; 电加热控制律; 数值计算

中图分类号: V275⁺. 1

文献标识码: A

Influence of periodic electro-heating pulse on deicing surface temperature

CHANG Shi-nan, HOU Ya-qin, YUAN Xiu-gan

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The system design and optimization depends upon the research on the effect of electro-heating pulse of periodic electro-thermal deicing system on surface temperature. In this paper, periodic deicing surface temperature was calculated based on transient heat transfer modeling of two-dimensional rectangular elements of the system, while the governing differential equations were solved by using Control Volume Method. The main influential factors to surface temperature was also analyzed, helping to obtain the relationship between surface temperature and electro-heating pulse. The results indicate that, power supply density and electro-heating cycle play an important role on the effect of deicing requiring proper matching.

Key words: aerospace propulsion system; electro-thermal deicing system; periodic electro-heating; electro-heating pulse; numerical simulation

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, 多用于固定翼飞机的机翼、尾翼以及直升机主旋翼等部件. 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

面的连接力大大削弱, 在气动力以及振动或离心力等外力的作用下, 冰层脱落, 表面除冰. 由于电热除冰系统节省能量、系统相对简单、易于控制等优点, 在飞机上有着广泛的应用^[1].

周期电热除冰系统工作的有效性主要通过系统工作时结冰表面的温度变化来反映. 在系统结构确定的前提下, 结冰表面的温度除了受飞行参数和环境温度的影响之外, 更主要的是由系统的

收稿日期: 2006-07-13; 修订日期: 2006-12-27

作者简介: 常士楠(1968-), 女, 山西榆次人, 副教授, 主要从事飞机防冰技术/人机与环境工程/制冷技术等方面的研究.

加热控制律决定的. 周期电热除冰系统的加热控制律主要包括平均加热热流密度, 周期加热的通、断电时间等, 研究加热控制律就需要建立这些控制律参数与表面温度之间的函数关系, 再通过求解函数, 得到控制律参数变化对结冰表面温度的影响, 结合实际情况, 就可获得给定条件下较为理想的加热控制律, 使系统有效工作, 保证结冰条件下的飞行安全.

本文首先建立了周期性电热除冰系统矩形单元的数学模型, 再利用数值计算的方法对表面温度进行了计算, 在此基础上, 对计算结果进行分析, 得到了表面温度随主要加热控制律参数变化的关系, 以及一些对进一步设计和研制周期电热除冰系统具有重要实际应用价值的结论.

1 物理模型

实际电热除冰系统都采用多层结构, 图1为计算所选取的电加热器的物理模型单元, 它共有六层, 从上到下分别是冰层、磨损保护层、外绝缘层、加热条、内绝缘层和内蒙皮, 其中加热条采用常用的布置方式, 即沿部件(如机翼)展向间隔一定距离分布, 有一个不加热区, 理论和实验都证明采用这种结构, 可以节约能量^[2]. x 方向边界分别为间隔中心线及加热条中心线, 厚度方向为 y 方向. 各层材料、结构参数以及其它条件与用于对比验证的文献^[3]公布结果的计算条件相同.

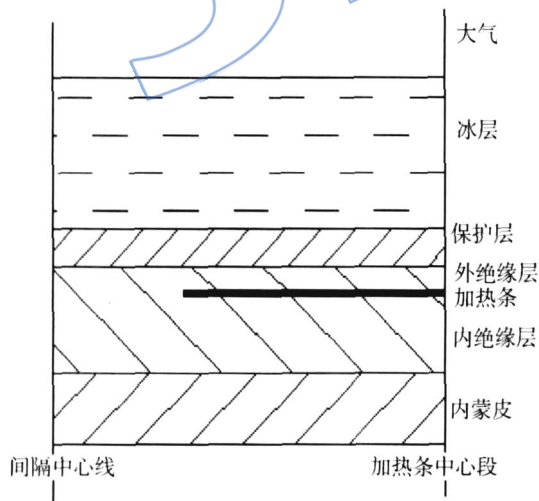


图1 电加热器计算模型

Fig. 1 Model of the calculated electrothermal heater

2 数学建模及计算方法

为了简化计算, 建模时做如下假设: (1) 在所取计算模型范围内, 冰层厚度均匀一致; (2) 层与

层之间接触良好; (3) 材料的物性参数不随温度变化; (4) 材料各向同性.

由于加热条供热由加热控制律决定, 加热器各层温度随着时间的变化而变化, 传热过程是一个有内热源的二维非稳态导热过程. 控制方程如下^[4-6]:

$$\rho_j C_j \frac{\partial T_j}{\partial t} = K_j \left(\frac{\partial^2 T_j}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T_j}{\partial y^2} \right) + q_j \quad (1)$$

j 表示所研究的层, 如: $j=1$ 为蒙皮表面层, $q_1=0$; $j=2$ 为内绝缘层, $q_2=0$; $j=3$ 为加热层, 加热热流密度为加热时间 t 的函数, $q_3=f(t)$; $j=4$ 为外绝缘层, $q_4=0$; $j=5$ 为磨损保护层, $q_5=0$.

对于最外侧($j=6$)的冰水混合层, 用焓方法计算^[7-9]

$$\frac{\partial H_6}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(K_6 \frac{\partial T_6}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(K_6 \frac{\partial T_6}{\partial y} \right) \quad (2)$$

H_6 , T_6 , K_6 分别特指在冰水混合层的焓值、温度和导热系数. 温度 T_6 由 H_6 与 T_6 的关系确定.

边界条件和初始条件如下:

(a) 在各层的交界面处温度和热流量连续, 即

$$\begin{aligned} T_j|_I &= T_{j+1}|_I, \quad j=1, \dots, 5 \\ -K_j \frac{\partial T_j}{\partial y} \Big|_I &= -K_j \frac{\partial T_{j+1}}{\partial y} \Big|_I, \quad j=1, \dots, 5 \end{aligned} \quad (3)$$

式中 I 表示界面.

(b) 在内、外表面的对流换热分别为

$$\begin{aligned} -K_j \frac{\partial T_j}{\partial y} \Big|_1 &= h_{b1} (T_j|_1 - T_{b1}), \quad j=1 \\ -K_j \frac{\partial T_j}{\partial y} \Big|_2 &= h_{b2} (T_j|_2 - T_{b2}), \quad j=6 \end{aligned} \quad (4)$$

下标 1, 2 分别表示内、外边界, h_{b1} 是内层蒙皮处的换热系数, h_{b2} 是外层边界处的换热系数, 其分布可由对部件表面的各项热流分析计算获得, 由于本文研究对象为微元, 可将 h_{b1} , h_{b2} 视为常数. T_{b1} 为内层表面的温度, T_{b2} 是外界环境的温度.

(c) 在加热条和间隔的中心线处, 由于对称性, 可用绝热边界条件

$$\frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{g,j} = 0, \quad \frac{\partial T_j}{\partial x} \Big|_{h,j} = 0, \quad j=1, \dots, 6 \quad (5)$$

下标 g 代表间隔中心线位置, h 代表加热条中心线位置.

(d) 初始条件为

$$t=0 \text{ 时}, T_j = T_0, \quad j=1, \dots, 6 \quad (6)$$

其中 T_0 为环境温度.

采用控制容积法将微分方程离散化后利用

TDMA (Tri-diagonal Matrix Algorithm) 法和 ADI(Alternating direction implicit) 法求解离散得到的线性方程组^[4],即可计算出各层表面温度.

3 结果分析及讨论

3.1 周期加热对表面温度的影响

周期电加热除冰系统的加热是按一定周期变化的.当探测到表面结冰时,开启电加热器,除冰表面温度升高,温度超过 0 °C(273 K)后,接近表面一层冰融化并被气流吹走.此时关闭加热器,表面温度下降,当温度下降到低于 0 °C时,表面所收集的水再次结冰,直到下一加热时间表面温度达到设计要求的温度,冰被除去为止.为了说明加热周期对表面温度的影响,图 2 给出了周期加热与持续加热情况下各层交界面在加热条中心处温度随时间变化的比较.图 3 为相应的周期加热时的控制律,一个周期内每加热 5 s,冷却 1 s,加热热流密度为 38.75 kW/m²,系统初始温度为 - 15 °C (258 K).

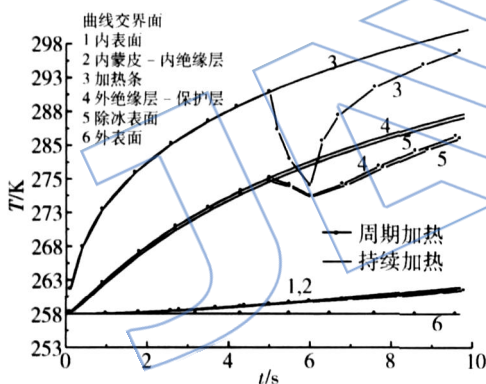


图 2 周期加热与持续加热各界面温度的对比
Fig.2 Comparison of temperatures for each layer under periodic heating and continuous heating

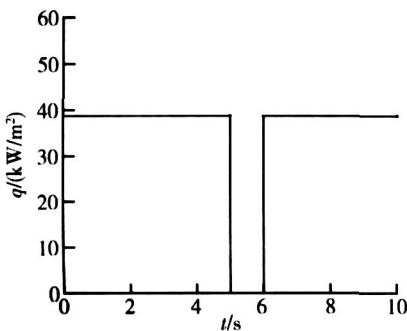


图 3 周期加热控制律
Fig.3 Successive heat flux supply law of periodic heating

从图 2 可以看出:持续加热时,除冰表面及各层界面处的温度随着加热的进行,持续升高;采用周期电加热后,加热阶段(0 至 5 s 内),除最外表面,其它各层温度升高.冷却阶段(5 s 至 6 s 期间),除冰表面、加热条以及外绝缘层与保护层界面处的温度立刻下降,直至下个周期加热器开启时,温度才再次上升,表面温度波动周期与加热周期一致.内表面及内表面与内绝缘层界面处的温度基本相等,呈持续缓慢上升状态.由于结冰外表面对流换热系数大,热交换快,而且冰层导热系数小,因此外表面温度几乎不变,与外界环境温度保持一致.

3.2 加热热流密度对表面温度的影响

取电加热除冰系统的周期为 20 s.加热热流密度分别为 12,20,28,40 kW/m²,系统初始温度为 - 15 °C的计算结果见图 4.从图 4 可以看出:加热热流密度越大,表面的温度波动越大.在刚开始的一个周期内,温度上升得很快,一个周期后系统的余温很快增加,并且加热热流密度越大,表面的温度和系统余温上升得越快.加热热流密度为 12,20,28 和 40 kW/m² 时,相应的表面温度达到 0 °C时的时间分别为 108,26,7.3 和 4.4 s.表明:加热热流密度越大,除冰系统的动态相应就越快.

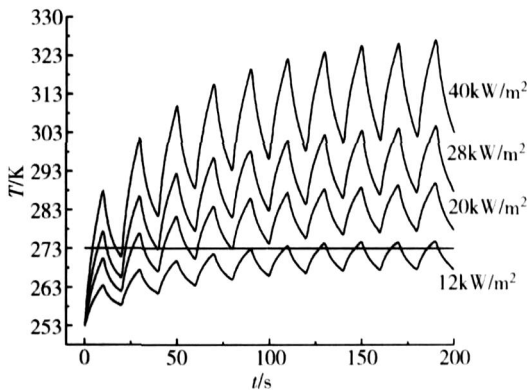


图 4 不同加热热流密度下的表面温度随时间的变化
Fig.4 Surface temperature change with time under different heating flux

图 5 是系统初始温度为 - 15 °C(258 K),加热热流密度分别为 23.25,31,38.75,46.5,62 kW/m² 时,除冰表面温升随时间的变化关系以及计算结果与计算条件相同的文献[3]中 Chao,David F 的计算结果的比较.

从图 5 可以看出:本文的计算结果与文献结果非常吻合,证明了本文所采用的算法和程序的正确性.从图上还可以看出:q 值较小时,除冰表面温度升高得很慢,随着 q 值增大,表面温度升高

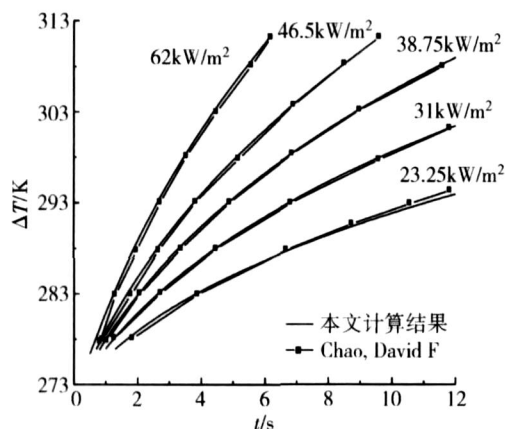


图5 不同热流密度时除冰表面温升 ΔT 随时间的变化

Fig. 5 Surface temperature increasing with time under different heating flux

加快.说明加热周期确定的情况下,加热热流密度越大,所需除冰时间越短,对飞机的安全飞行越有利,但是大的热流密度,耗费的功率也大,因此可以根据实际情况选择一个适中的热流密度,从而加快响应,减少总能量消耗.

3.3 加热时间和冷却时间对表面温度的影响

本文研究了加热热流密度为 38.75 kW/m^2 , 系统初始温度为 -15°C (258 K) 时,加热时间分别为 $3, 5, 7, 10 \text{ s}$,冷却时间固定为 1 s 情况下,系统工作 20 s ,除冰表面最低温度(加热条间距中心线处)的变化,结果见图6.以及系统初始温度和加热热流密度不变,加热时间固定为 7 s ,冷却时间分别取 $3, 10, 20 \text{ s}$,系统工作 35 s ,除冰表面最低温度的变化,结果见图7.

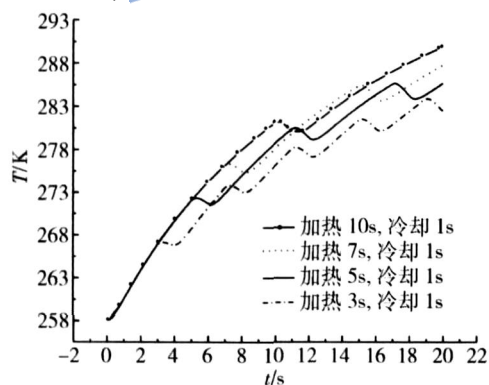


图6 不同加热时间除冰表面温度变化

Fig. 6 Surface temperature change with time under different heating period

从图6可以看出:一个周期内冷却时间为 1 s ,加热时间分别为 $3, 5, 7, 10 \text{ s}$ 时,对应的所需除冰时间分别为 $6.8, 7.1, 5.5$ 和 5.5 s .加热时间为

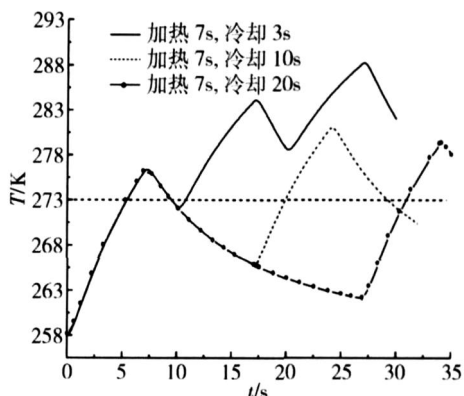


图7 不同冷却时间除冰表面温度变化

Fig. 7 Surface temperature change with time under different unheated period

7 s 和 10 s 时,第一个周期内除冰表面温度就能达到 0°C 而加热时间为 3 s 时,相比加热时间为 5 s 对应的除冰时间反而有略微的减少,这是因为系统工作 6 s 时,两种情况对应的总的加热时间都为 5 s ,但是加热时间为 3 s 的情况下,系统已经进入第二个加热周期,由于前一个周期冷却时间比较短,系统存在余温,所以相比加热时间为 5 s 的情况,表面温度反而略高.

由于系统余温的存在,在达到除冰时间后,除冰表面温度一直处在 0°C 以上.这虽然能满足系统防除冰要求,但是表面温度一直处于 0°C 以上,一方面浪费能量,另一方面,表面温度处于 0°C 以上的时间过长,容易在加热区后面形成冰瘤,给飞机的安全飞行带来不利影响.因此不仅要合理设置加热时间,还要合理设置冷却时间.

从图7可以看出:加热时间一定,冷却时间越短,除冰表面余温越高.如果冷却时间太短(如 3 s),经几个周期累积后,表面温度将保持高于 0°C ,并持续上升,这容易在加热区后面形成冰瘤并使加热区温度过高.冷却时间为 20 s 时,除冰表面温度将冷却到接近初始温度,从表面温度来看,这种加热、冷却时间的分配更有利于能量的合理利用.但在实际设计加热控制律过程中,不仅要考虑除冰表面的温度,还要注意在冷却阶段表面温度低于 0°C 后,通过结冰过程的仿真,计算表面再次结冰的厚度,这个厚度不能超过由气动分析确定的、保证飞机安全飞行所允许的最大结冰厚度.

3.4 非设计状态下的时间控制律

除冰系统在实际中,大部分时间处于非设计状态,如结冰的环境气温高于设计环境温度的情

况.为此,本文计算了系统初始温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ (263 K),加热控制律为加热 7 s,冷却 20 s 的表面温度变化,如图 8 所示.这种情况下,一个周期内表面温度(加热条间距中心处)超过 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的时间较长,为 10.5 s.在环境温度较高的情况下,液态水含量会比较大,容易在加热区后形成比较厚的冰瘤.为防止形成过厚的冰瘤,在实际设计时希望表面温度超过冰点的时间不要过长,即希望最高表面温度值不要过高.为此可采用两种方法:其一为减少加热功率,从而降低表面最高温度,如图 9 曲线 2 所示,加热、冷却时间不变,加热功率由 38.75 kW/m^2 降低到 25 kW/m^2 时,加热表面温升速率

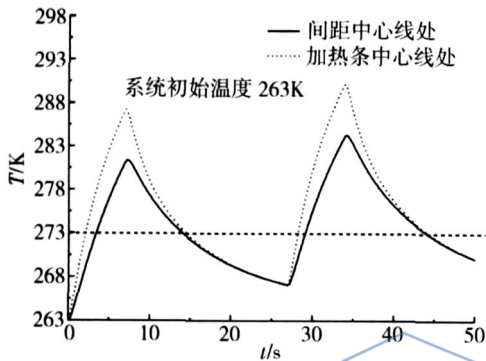


图 8 非设计状态下除冰表面温度变化

Fig. 8 Surface temperature change with time under different heating period

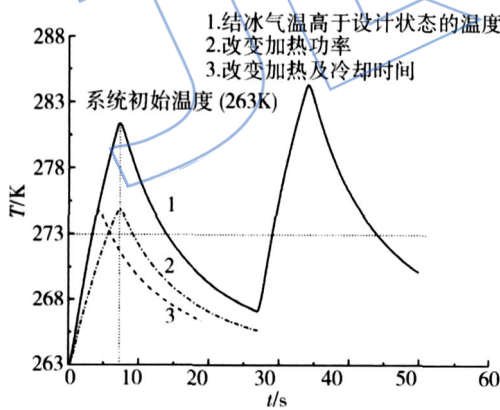


图 9 不同状态除冰表面温度控制

Fig. 9 Surface temperature change with time under different heating control law

降低,表面最高温度随之降低;其二是缩短加热时间,同时按比例缩短冷却时间,如图 9 曲线 3 所示,取加热 4 s,冷却 15 s,在一个加热周期结束时,表面温度不超过 $3\text{ }^{\circ}\text{C}$,能够满足要求.这两种方法都能控制除冰表面最高温度,但从图 9 可以看出,采用第一种减少加热功率的方法时,表面温度维持在 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的时间为 3.5 s,采用第二种缩

短加热时间的方法时,表面温度维持在 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的时间为 2.5 s,这时所形成的冰瘤也比较小,而且这种方法更简单易行,所以实际设计中往往采用第二种方法.

由以上分析可见,设置合理的加热控制律对实现有效除冰、节省能量以及减小加热区后的冰瘤,具有重要意义.随着外界气温的变化,可通过调节加热时间,并保持冷却时间与加热时间的比为常值,来保证工作系统高效、可靠.气温越低,加热时间应该越长,反之气温越高,加热时间越短.

4 结 论

- (1) 周期电加热除冰系统的设计需要选取适中的热流密度,从而加快响应,减少总能量消耗.
- (2) 在确定加热热流密度的前提下,应合理设计加热、冷却周期,使系统既能有效工作,又尽可能的节省能量.
- (3) 当气象条件与设计条件不一致时,一般可以调节系统时间控制律或加热热流密度以适应实际的气象条件,推荐使用调节时间控制律.

参考文献:

[1] 裘燮纲,韩风华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985,59-92.
QIU Xiegang, HAN Fenghua. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: Aeronautic Specialty Textbook Read and Edit Group, 1985, 59-92.

[2] Flemming R J. The past twenty years of icing research and development at sikorsky aircraft [R]. AIAA-2002-0238, 2002.

[3] Chao D F, Watt K J De, Keith T G, et al. Numerical simulation of electrothermal de-icing system[R]. AIAA-83-0114.

[4] 陶文铨.数值传热学[M].2 版.西安:西安交通大学出版社, 2002.
TAO Wenquan. Numerical heat transfer[M]. sec ed. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2002.

[5] Masiulaniec K G, Keith T G, DeWitt Jr K J, et al. Full two-dimensional transient solutions of electrothermal aircraft blade deicing[R]. AIAA-85-0413.

[6] Sugiyama S, Nishimura M, Watanabe H. Transient temperature response of composite slabs[J]. Int J Heat Mass Transfer, 1974, 17: 875-883.

[7] Bonacha C, Comini G, Fasano A, et al. Numerical solution of phase-change problems [J]. Int J Heat Mass Transfer, 1973, 16: 1825-1832.

[8] Goodrich L E. Efficient Numerical technique for one-dimensional thermal problems with phase-change[J]. Int. J. Heat Mass Transfer, 1978, 21: 615-621.

[9] Comini G, Guidice S D. Finite element solution of non-linear heat conduction problems with special reference to phase change[J]. J Num Meth Eng, 1974, 8: 613-624.