

文章编号: 1000-8055(2010)07-1491-06

机翼电加热防冰表面内外传热的耦合计算

卜雪琴, 林贵平, 郁 嘉

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 分析了机翼防冰表面的传热传质现象, 对电加热防冰表面内外传热耦合计算进行了研究. 采用附面层积分法对机翼表面传热系数进行计算. 根据传热传质比拟得到了防冰表面蒸发量. 建立表面微元的能量与质量守恒差分方程组, 利用高斯-赛德尔迭代法求解, 将外部防冰载荷、蒙皮弦向导热和内部加热热流三者耦合, 采用亚松驰系数稳定迭代过程, 最后得到平衡表面温度、溢流水和溢流结冰的范围. 计算结果和文献中试验以及其他数值仿真结果比较, 吻合较好, 表明了模型及计算方法的正确性.

关 键 词: 防冰; 机翼; 传热传质; 表面传热系数; 耦合传热; 表面温度

中图分类号: V244.1⁺5

文献标识码: A

Coupled heat transfer calculation on an airfoil electrothermal anti-icing surface

BU Xue-qin, LIN Gui-ping, YU Jia

(School of Aeronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The phenomenon of heat and mass transfer on an anti-icing surface was analyzed, and the calculation of internal-external coupled heat transfer was studied in this paper. The evaporation mass flux was evaluated according to the heat and mass transfer analogy. The skin surface was discrete, and the finite difference equations of the energy and mass conservation were developed, enabling to couple the external heat loads, thermal conduction within the skin and the internal heat flux. The energy finite difference equations were solved by Gauss-Seidel iteration method. The coupled heat transfer calculation was an iteration process triggered with an initial surface temperature and maintained by under-relaxation factors. The surface equilibrium temperature, runback water and runback icing were obtained after convergence. The numerical results in this paper were compared with the icing tunnel experimental data and numerical results from reliable literatures, showing good agreement with them.

Key words: anti-icing; airfoil; heat and mass transfer; heat transfer coefficient; coupled heat transfer; surface temperature

飞机结冰是影响飞行安全的主要因素之一, 由于结冰导致的飞行事故时有发生. 飞机防冰系统热力学性能的数值仿真研究对防冰系统的设计、优化、制造以及验证有着很重要的作用.

防冰表面的传热传质现象是一个复杂的现象, 之前已有很多人做过大量的研究. Al-Khalil

等人^[1-2]开发了 ANTICE 软件来预测热防冰系统工作时的一些性能参数. Morency 等人^[3-4]开发了防冰数值仿真软件 CANICE, 并利用此软件进行防冰系统分析. Silva 等人^[5-6]对电热防冰系统进行了研究, 介绍了热力学仿真模型. 国内防冰系统的研究也越受重视^[7-8], 水滴撞击特性的计算比较

收稿日期: 2009-05-25; 修订日期: 2009-10-20

作者简介: 卜雪琴(1982-), 女, 江西萍乡人, 讲师, 博士, 主要从事飞机防冰研究.

成熟.但从查阅文献来看,真正意义上的研究湿态防冰表面温度计算,综合考虑导热、内外传热的耦合计算还暂缺.

前面提到的所有工作均基于 Messinger^[9]模型来建立防冰表面的传热传质方程.一般来说,完整的防冰系统热力学分析包括 3 个模块:①流场求解;②水滴撞击特性计算;③防冰系统的热力学性能计算.对于第 3 个模块,需要考虑的问题较多,包括:①外部表面传热系数;②蒸发质量;③内外传热之间的耦合;④耦合迭代过程的数值计算方法,如何使得计算稳定,收敛.

准确地预测局部表面传热系数是比较困难的,主要有两种方法:计算流体动力学(CFD)方法和附面层积分法. CFD 的方法对网格的依赖性很大,需要高质量的网格才能得到较好的表面传热系数结果,因此需要更多的计算时间和空间.而附面层积分法相对来说更加方便,同时也能得到较好的表面传热系数的结果,因此大部分的结/防冰程序都采用了附面层积分的方法来计算表面传热系数,例如 LEWICE^[10], CANICE^[4], ONERA^[10]和 TRAJICE2^[10].从所查阅的文献来看,上述程序在计算表面传热系数时均采用层流到紊流的突变模型,但实际的物理现象中层流与紊流之间存在一个过渡区.本文将详细地介绍考虑过渡区的表面传热系数计算模型.

本文目的是介绍详细的电热防冰系统的传热传质数学模型以及考虑蒙皮导热的电热防冰系统的内外传热耦合计算方法.数学模型包括附面层积分法的表面传热系数计算模型、求解表面传热系数时的层流-紊流过渡模型、质量和能量守恒模型.

1 数学模型

1.1 表面传热系数

机翼表面的表面传热系数的计算可以分为四个区域:驻点、层流、过渡以及紊流.本小节主要阐述驻点、层流以及紊流区的表面传热系数的附面层积分公式,过渡区的在 1.4 小节中详细介绍.

驻点处的表面传热系数可根据 Smith 和 Spalding^[11]近似来预测

$$Nu_{stag} = \left[\frac{C_m^2}{9.89} \cdot Re_\infty \cdot \frac{d(u_e/V_\infty)}{d(s/c)} \right]_{s=s_{stag}}^{0.5} \quad (1)$$

式中 Nu_{stag} 为驻点处的努塞尔数,定义为 $h_{stag} \cdot c / \kappa_{air}$; h 为局部表面传热系数; c 为机翼弦长; κ_{air} 为

空气的导热系数; C_m 为常数,等于 1.56; Re_∞ 为来流雷诺数,定义为 $Re_\infty = V_\infty \cdot c / \nu_{air}$; V_∞ 为来流速度; ν_{air} 为运动黏度; u_e 为附面层外边界处流动方向的速度; s 为弧长.

在层流情况下, Ambrok^[12] 根据试验以及理论推导提出了一个半经验公式来预测存在压力梯度的非等温表面的表面传热系数.公式如下:

$$Nu_{lam} = \frac{h_{s,lam} \cdot s}{\kappa_{air}} = 0.3 \cdot Re_s \cdot \Delta T \cdot \left(\int_{s_{lag}}^s \frac{u_e \cdot \Delta T^2}{\nu_{air}} ds \right)^{-0.5} \quad (2)$$

式中 Re_s 为基于弧长的雷诺数; ΔT 为表面和外部流的温差.

紊流状态下的表面传热系数估计可通过 Ambrok^[12] 近似

$$St_{turb} = \frac{h_{s,turb}}{\rho_{air} u_e c_{p,air}} = 0.0125 \cdot Re_{\Delta_2}^{0.25} \cdot Pr^{0.5} \quad (3)$$

式中 St 为斯坦顿数; ρ_{air} 为空气密度; $c_{p,air}$ 为比定压热容; Re_{Δ_2} 为基于焓厚度的雷诺数,定义为 $Re_{\Delta_2} = u_e \cdot \Delta_2 / \nu_{air}$; Pr 为普朗特数,定义为 $\mu \cdot c_p / \kappa_{air}$.

Ambrok 对 $Re_{\Delta_2,turb}$ 进行了下列近似

$$Re_{\Delta_2,turb} = \frac{1}{\Delta T} \cdot$$

$$[B + (Re_{\Delta_2,tr} \cdot \Delta T_{tr})^{1.25}]^{0.8} \quad (4)$$

$$B = 0.0156 \cdot Pr^{-0.5} \cdot$$

$$\mu_{air}^1 \cdot \int \rho_e u_e \cdot \Delta T^{1.25} ds \quad (5)$$

式中 $Re_{\Delta_2,tr}$ 是层流向紊流转捩的起始位置处的焓厚度雷诺数,可以通过下式计算^[12]:

$$Re_{\Delta_2,tr} = \frac{0.83}{\Delta T_{tr}} \cdot \left(\int_{s_{lag}}^s \frac{u_e \cdot \Delta T^2}{\nu_{air}} ds \right)^{0.5} \quad (6)$$

1.2 蒸发传质与传热

物体表面的蒸发冷却以及蒸发传质量的计算采用传热传质比拟.根据 Incropera^[13] 的研究,蒸发传质量的计算表达式如下:

$$\dot{m}_{evap} = ds \cdot \frac{h}{c_{p,air}} \cdot \left(\frac{Pr}{Sc} \right)^{2/3} \cdot \frac{M_v}{M_{air}} \cdot \left[\frac{p_{v,sat}(T_{water}) - p_{v,e}}{p_e - p_{v,e}} \right] \quad (7)$$

式中 Sc 为施密特数; M_v 和 M_{air} 分别为水蒸气和空气的分子质量; $p_{v,sat}(T_{water})$ 为当地溢流水温下的饱和蒸汽压力; $p_{v,e}$ 为附面层外边界处的当地水蒸气压力; p_e 为附面层外边界处的局部静压.

上述蒸发计算模型在防冰系统仿真软件

CANICE^[4] 以及 FENSAP-ICE^[14] 中也得到应用。

由于蒸发引起的热流损失计算式为 $\dot{q}_{\text{evap}} = \dot{m}_{\text{evap}} \cdot i_{\text{lv}}$, 其中 i_{lv} 为水的蒸发潜热。

1.3 质量与能量守恒

如图 1 所示的防冰表面控制容积(CV), 包含了表面水膜、机翼蒙皮以及加热不够可能生成的冰, 其质量守恒方程建立如下:

$$\dot{m}_{\text{in}} + \dot{m}_{\text{imp}} = \dot{m}_{\text{evap}} + \dot{m}_{\text{out}} + \dot{m}_{\text{ice}} \quad (8)$$

式中 $\dot{m}_{\text{in}}$ 和 $\dot{m}_{\text{out}}$ 分别为流进和流出 CV 的水的质量流量, $\dot{m}_{\text{ice}}$ 为当加热量不够时表面结冰质量流量, $\dot{m}_{\text{imp}}$ 为撞击水的质量流量, 可通过局部水收集系数 β 和自由流处的液态水含量 ξ_{∞} 的函数计算得到

$$\dot{m}_{\text{imp}} = \beta \cdot V_{\infty} \cdot \xi_{\infty} \cdot ds \quad (9)$$

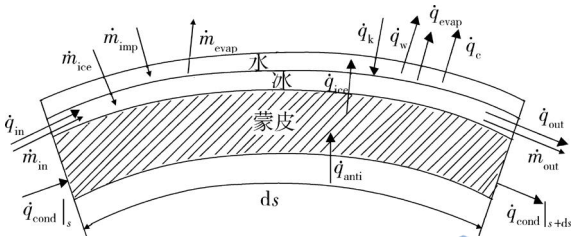


图 1 表面控制容积的质量与能量守恒

Fig.1 Mass and heat balance in a CV

本文假设表面溢流水的温度 T_{water} 和壁面的温度 T_s 一致, 因此溢流水和机翼表面之间没有对流换热。传入和传出 CV 的各项热流量有: ①从防冰加热系统获得的加热量 $\dot{q}_{\text{anti}}$; ②外界空气与壁面之间的对流散热量 $\dot{q}_c$; ③蒸发散热量 $\dot{q}_{\text{evap}}$; ④加热水所需的热流量 $\dot{q}_w$; ⑤撞击水的动能所带来的加热量 $\dot{q}_k$; ⑥溢流水流进 CV 带来的热量 $\dot{q}_{\text{in}}$ 以及溢流水流出 CV 而带走的能量 $\dot{q}_{\text{out}}$; ⑦蒙皮沿外部气流流动方向的导热量 $\dot{q}_{\text{cond}}$; ⑧结冰释放的潜热 $\dot{q}_{\text{ice}}$ 。因此可得 CV 的能量守恒方程

$$\kappa \cdot \frac{d}{ds} \left(H \frac{dT_s}{ds} \right) + \dot{q}_{\text{anti}}'' - h_s \cdot (T_s - T_{\text{rec}}) - \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot c_{p,w} \cdot (T_s - T_{\infty}) + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot V_{\infty}^2 / 2 - \dot{m}_{\text{evap}}'' \cdot i_{\text{lv}} + \dot{m}_{\text{in}}'' \cdot c_{p,w} \cdot (T_{\text{in}} - T_{\text{ref}}) - \dot{m}_{\text{out}}'' \cdot c_{p,w} \cdot (T_s - T_{\text{ref}}) + \dot{m}_{\text{ice}}'' \cdot i_{\text{ls}} = 0 \quad (10)$$

式中 κ 为蒙皮的导热系数; H 为机翼蒙皮的厚度; i_{ls} 为水的固化潜热; T_{rec} 和 T_{ref} 分别为恢复温度和参考温度, 其中 $T_{\text{ref}} = 273.15 \text{ K}$ 。恢复温度定义如下:

$$T_{\text{rec}} = (1 - r_c) \cdot T_e + r_c \left(T_{\infty} + \frac{V_{\infty}^2}{2c_{p,\text{air}}} \right) \quad (11)$$

式中 T_e 为附面层外边界处的静温; r_c 为恢复系数, 层流时 $r_c \approx Pr^{1/2}$, 紊流时 $r_c \approx Pr^{1/3}$ 。

1.4 层流-紊流的转变

层流向紊流的转变发生在有限的范围里(即过渡区), 在这个范围内附面层的参数变化连续但是转变剧烈^[15]。过渡区对表面传热系数影响很大, 因此过渡区的位置以及过渡区内的表面传热系数的估算必不可少。

针对层流向紊流的转变问题, 过去很多工作者采取层流向紊流突变的方法, 采取此种方法计算导致表面传热系数结果不连续。Abur Ghannam 和 Shaw^[15] 在低速风洞内分别对存在与不存在压力梯度的光滑平板表面进行了相关试验, 根据试验结果提出了预测过渡区的起始和终止位置的经验公式。过渡区的起始位置可以通过下式来估计:

$$Re_{\delta_2, \text{tr}} = 163 + \exp \left[F(\lambda) - \frac{F(\lambda)}{6.91} \cdot T_u \right] \quad (12)$$

式中 Re_{δ_2} 为基于动量厚度的雷诺数, $u_e \cdot \delta / \nu_{\text{air}}$; T_u 为自由流的紊流强度; $F(\lambda)$ 为压力梯度参数 λ 的函数, 计算式如下:

$$\begin{cases} F(\lambda) = 6.91 + 12.75\lambda + 63.64\lambda^2 & (\lambda < 0) \\ F(\lambda) = 6.91 + 2.48\lambda - 12.27\lambda^2 & (\lambda > 0) \end{cases} \quad (13)$$

其中压力梯度参数定义如下:

$$\lambda = \frac{\delta}{\nu_{\text{air}}} \cdot \frac{dV_e}{ds}$$

在过渡区的终止位置, 层流完全转变成紊流, 此位置的估计公式如下:

$$Re_{\delta_2, e} = 540 + 183.5 \cdot (Re_1 \times 10^{-5} - 1.5) (1 - 1.4\lambda) \quad (14)$$

$$Re_1 = 16.8 \cdot (Re_{s, \text{tr}})^{0.8} \quad (15)$$

过渡区的起始及终止位置可通过式(12)~(15)来预测。通过引入一个间断因子 $\gamma(s)$ 可以对过渡区内的表面传热系数进行计算, 其含义为在弧长为 s 的位置发生紊流的概率。Abur Ghannam 和 Shaw^[15] 发现并总结如下规律:

$$\gamma(s) = 1 - \exp \left[-5 \cdot \left(\frac{s - s_{\text{tr}}}{s_e - s_{\text{tr}}} \right) \right] \quad (16)$$

式中 s_{tr} 为过渡区起始位置距离驻点位置的弧长; s_e 为过渡区的终止位置对应的弧长。这样, $s_e - s_{\text{tr}}$ 的值等于过渡区的长度。

利用间断因子, 过渡区内斯坦顿数 St 通过对层流情况下的 St_{lam} 和紊流情况下的 St_{turb} 的进行线性加权得到

$$St(s) = [1 - \gamma(s)] \cdot St_{lam} + \gamma(s) \cdot St_{turb} \quad (17)$$

根据斯坦顿数,可以得到相应的表面传热系数。

2 数值计算方法

2.1 内外传热耦合数值计算

为了求解考虑弦向导热的内外传热耦合的表面温度,需要将机翼分成若干微元,从下表面最外侧单元开始,直到上表面最外侧单元定义网格单元 $0, 1, \dots, i, i+1, \dots, n-1$ 共 n 个 CV; 将能量守恒方程(10)进行离散化,建立整个机翼表面温度计算的方程组。上表面离散后,第 i 个 CV 的能量方程如式(17)所示,下表面第 i 个 CV 的能量方程只需将式(17)中的 T_{i-1} 与 T_{i+1} 位置互换。本文将蒙皮弦向计算范围取大,远超过电加热区范围,因此蒙皮上下表面两端的温度可近似等于外环境的温度,那么考虑导热的能量方程组的边界条件可为温度边界条件,且为蒙皮上下表面两端当地的附面层恢复温度 T_{rec} 。

$$\begin{aligned} & \left(\frac{\lambda_H}{\Delta S_i^2} + \dot{m}_{in,i}'' \cdot c_{p,w} \right) \cdot T_{i-1} + \\ & \left(-\frac{2\lambda_H}{\Delta S_i^2} - h_{s,i} - \dot{m}_{imp,i}'' \cdot c_{p,w} - \dot{m}_{out,i}'' \cdot c_{p,w} \right) \cdot T_i + \\ & \frac{\lambda_H}{\Delta S_i^2} \cdot T_{i+1} = -\dot{q}_{anti}'' - h_{s,i} \cdot T_{rec,i} + \dot{m}_{evap,i}'' \cdot h_v - \\ & \dot{m}_{imp,i}'' \cdot c_{p,w} \cdot \left(\frac{V_\infty^2}{2} + c_{p,w} \cdot T_\infty \right) + \\ & \left(\dot{m}_{in,i}'' - \dot{m}_{out,i}'' \right) \cdot c_{p,w} \cdot T_{ref} \quad (18) \end{aligned}$$

建立了上述能量方程组后,根据导热边界条件,分析系数矩阵,采用高斯-赛德尔迭代法计算得到表面每个 CV 的温度。

为了求解表面溢流水和有可能存在的结冰质量流量,将质量守恒方程(8)离散化,有

$$\dot{m}_{in,i} + \dot{m}_{imp,i}'' \cdot \Delta S_i = \dot{m}_{evap,i}'' \cdot \Delta S_i + \dot{m}_{out,i} \quad (19)$$

式中 ΔS_i 为 CV 的面积。

质量守恒方程从驻点开始,分别沿上下表面对每个 CV 进行求解。假设 $\dot{m}_{in,stag} = 0$,同时认为上表面 $\dot{m}_{in,i+1} = \dot{m}_{out,i}$,当利用式(7)计算得到的 $\dot{m}_{evap,i}$ 大于当地水撞击量与溢流进来的水量之和,则有

$$\begin{cases} \dot{m}_{evap,i} = \dot{m}_{in,i} / \Delta S_i + \dot{m}_{imp,i}'' \\ \dot{m}_{out,i} = 0 \end{cases} \quad (20)$$

式(17)和(19)发现没有考虑结冰,当计算收敛后,如果发现温度下降到 273.15 K,同时此 CV

存在溢流水时,则从 CV 开始进行结冰计算,首先假设此 CV 的 $T_s = 273.15$ K,根据能量方程(10),计算得到 $\dot{m}_{ice}$,如果 $\dot{m}_{ice}$ 大于 0 小于 CV 收集的水的质量,则假设正确;如果 $\dot{m}_{ice}$ 大于 CV 收集的水的质量,说明溢流水潜热释放完毕,全部结冰,同时需要重新计算此 CV 的温度。当发现溢流水潜热全部释放,则退出结冰计算。

2.2 防冰系统热力计算方法及流程

图 2 是电热防冰系统热力学计算的流程图,主要包括三个部分:①机翼网格划分;②空气-水两相流以及水滴撞击特性计算;③热力学计算模块,用来计算防冰表面平衡温度和溢流水。用于防冰系统分析的主要输入参数有二维的机翼外形、飞机飞行条件(自由流速度 V_∞ 和攻角)、结冰气象条件(液态水含量、水滴直径、环境温度 T_∞)和电加热功率。

图 2 NACA0012 前缘和加热片的分布示意图

Fig. 2 NACA0012 leading edge and heater blocks

本文使用 GAMBIT 对二维机翼外部流场进行结构化网格划分,结合 FLUENT 和其用户自定义函数 UDF(user defined function)进行外部两相流、局部水收集系数及撞击水量的计算。计算程序的核心部分是热力学模块。首先,预测过渡区的子函数用以获得过渡区的起始和终止位置;然后,假定一初始表面温度,应用热附面层积分方法来计算局部表面传热系数;接着,计算防冰表面热载荷,采用高斯-赛德尔迭代法求解能量守恒方程组,得到新的表面温度,计算蒸发质量以及表面溢流水。整个计算过程是一个迭代过程,当此步迭代计算的热载荷 q 和上一步计算所得的热载荷比较,差值小于 ε ,则认为迭代收敛。

在迭代过程中,由于热流与温度之间联系刚性较强,较小的温度变化将导致很大的热流变化,导致下一步计算的温度结果变化很大,计算容易

发散. 为了使迭代计算的稳定, 本文对表面温度进行松弛, 即将相邻两步温度变化量的一部分加到上一步的温度结果作为此步的温度计算结果, 即 $T = T_{s,old} + (T_{s,new} - T_{s,old}) \cdot \omega$, ω 为亚松弛系数.

3 结果与分析

为了验证本文提出的数学模型以及数值方法的正确性, 这里进行了算例计算. 计算结果将和 Al-Khalil^[2] 以及 Silva^[6] 对相同算例的试验以及数值仿真结果进行比较. 所研究的对象是 NA-CA0012, 弦长 0.914 m, 安装了 7 个加热片, 如图 2. 加热功率的大小及位置请参考图 5. 飞行和结冰气象条件: 速度 V_∞ 为 89.4 m/s; 温度 T_∞ 为 -21.8 °C; 液态水含量 ξ_∞ 为 0.55 g/m³; 水滴直径 20 μm; 攻角 0°.

图 3 为表面传热系数计算结果并且和 Silva 的结果进行比较. 分别采取突变模型和过渡模型计算了表面传热系数. 对于突变模型, 当雷诺数 Re_s 达到 2×10^5 时, 认为层流开始并立即完全过渡到紊流. 从图 3 可以明显的看出, 采用层流-紊流过渡模型计算比采用突变模型计算, 所得的表面传热系数结果更加接近 Silva 的仿真结果^[6]. 采用突变模型得到突变的表面传热系数结果, 采用过渡模型计算得到连续的表面传热系数结果, 更加接近实际. 从图 3 可知, 层流在 $\pm 0.04s/c$ 位置附近开始向紊流转变, 到 $\pm 0.09s/c$ 的时候基本完全转变成紊流. 本文表面传热系数结果在层流区内比 Silva 的结果偏小 (除了驻点位置), 在过渡区和紊流区本文结果偏大.

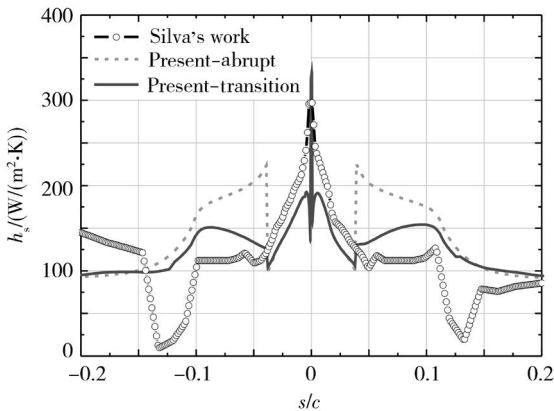


图 3 局部表面传热系数

Fig. 3 Local heat transfer coefficient

图 4 是溢流水沿表面的质量流通量分布图. 从图 4 中可以看到, 本文预测的溢流水极限位置 and Al-Khalil 和 Silva 的结果很接近, 溢流水量比

Al-Khalil 和 Silva 预测的结果偏大, 但偏差小于 0.1 g/(m·s). 原因可能是本文在层流区的表面传热系数预测值小于 Silva 结果. 总的来说, 本文对溢流水极限位置以及大小的估计是可接受的.

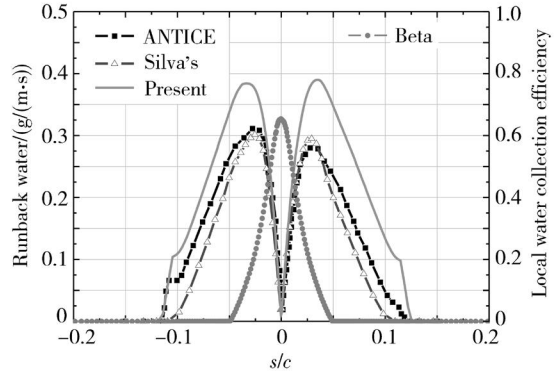


图 4 溢流水质量流量

Fig. 4 Runback water mass flow flux

图 5 是防冰系统的表面温度计算结果 (突变和过渡模型下的), 以及文献中的试验、其他数值计算结果. 图 5 表明, 利用层流-紊流过渡模型计算所得的表面温度结果相对突变模型计算所得结果, 和试验值更加接近 (相差值小于 10 °C). 本文的表面温度结果 (过渡模型) 和 Al-Khalil 以及 Silva 预测的结果也很接近. 图 5 中可看到在机翼上、下表面, 本文所预测的表面温度均有一个小台阶, 表示此范围内溢流水在结冰, 表面温度保持在 273.15 K.

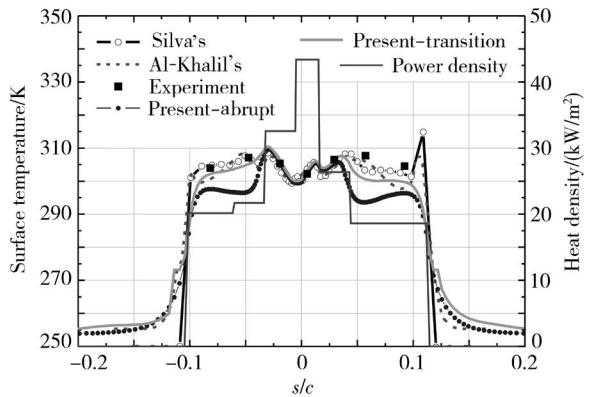


图 5 表面温度

Fig. 5 Surface temperature

表 1 显示的是机翼上、下表面的水滴撞击极限、溢流水极限、加热区极限, 溢流结冰的起始以及终止位置. 本文的计算结果表明: ①撞击区位于加热区内; ②溢流水范围略大于加热区范围 (大约 0.015s/c); ③由于加热区外部, 表面温度迅速下降到冰点, 因此结冰起始位置发生在离加热区终

止位置很近的位置. ④由于大部分的溢流水在加热区蒸发,在加热区外仅剩少许的溢流水,这些溢流水的潜热很快释放掉从而全部结冰,所以结冰区的范围较小,且离加热区很近.

表 1 撞击极限、溢流水、加热区和溢流结冰极限位置
Table 1 Limits of impingement, runback water, heated zone and runback icing

	上表面(s/c)	下表面(s/c)
撞击极限位置	0.04797	-0.04888
溢流水极限位置	0.12561	-0.11856
加热区极限位置	0.11154	-0.10104
溢流结冰开始位置	0.11825	-0.10919
溢流结冰结束位置	0.12561	-0.11856

总的说来,本文的计算结果和可信赖的文献中的试验以及其他数值计算结果比较吻合. 本文的溢流结冰预测结果可以帮助电热防冰系统的优化设计. 如果为了防止溢流结冰,根据本文的溢流结冰结果,可以通过下面手段来优化电热防冰系统使得不产生溢流结冰: ①加大电加热片功率; ②扩大加热片的范围以覆盖结冰区的范围.

4 结 论

本文提出了在结冰气象条件下,防冰系统工作时,防冰表面的传热传质模型以及考虑蒙皮导热的电加热防冰表面内外传热耦合迭代方法. 阐述了层流-紊流过渡模型,附面层积分方法预测局部表面传热系数. 本文得到了表面传热系数、溢流水量和防冰表面平衡温度计算结果并且和文献进行了比较,体现出很好的一致性. 还得出了防冰加热功率不足时,溢流水结冰的起始和终止位置.

结果表明采用层流-紊流过渡模型能够使得计算结果更加接近试验值. 表面温度计算结果以及溢流结冰位置可为防冰系统设计提供一定的依据. 本文所介绍的数学模型和数值仿真方法为电热防冰系统的设计和优化提供了一个有效的手段.

参考文献:

[1] AL-Khalil K M. Numerical simulation of an aircraft anti-icing system incorporating a rivulet model for the runback water[D]. United States: The University of Toledo, 1991.
[2] Al-Khalil K M, Horvath C, Miller D R, et al. Validation of NASA thermal ice protection computer codes: Part III—The validation of ANTICE[R]. NASA TM-210907, 2001.
[3] Morency F, Brahim M T, Tezok F, et al. Hot air anti-icing

system modelization in the ice prediction code CANICE [R]. AIAA Paper 98-0192, 1998.
[4] Morency F, Tezok F, Paraschivoiu I. Heat and mass transfer in the case of an anti-icing system modelisation[R]. AIAA Paper 99-0623, 1999.
[5] Silva G A L, Silvares O M, Zerbini E J G J. Numerical Simulation of airfoil thermal anti-ice operation: Part II—Mathematical modeling[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44 (2) : 627-634.
[6] Silva G A L, Silvares O M, Zerbini E J G J. Numerical simulation of airfoil thermal anti-ice operation: Part II—Implementation and results[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44 (2) : 635-641.
[7] 卜雪琴, 林贵平. 基于 CFD 的水收集系数及防冰表面温度预测[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33 (10) : 1182-1185.
BU Xueqin, LIN Guiping. Predictions of collection efficiency and anti-icing surface temperature[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33 (10) : 1182-1185. (in Chinese)
[8] 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. Investigations of the bleed air anti-icing system for an airfoil wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6) : 1141-1145. (in Chinese)
[9] Messinger B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of air speed[J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1953, 20(1) : 29-42.
[10] Wright W B, Gent R W, Guffond D. DRA/ NASA/ ONERA collaboration on icing research: Part II—Prediction of airfoil ice accretion[R]. NASA CR-202349, 1997.
[11] Smith A G, Spalding D B. Heat transfer in a laminar boundary layer with constant fluid properties and constant wall temperature[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1958, 62(1) : 60-64.
[12] Ambrok G S. Approximate solution of equations for the thermal boundary layer with variations in boundary layer structure[J]. Soviet Physics-Technical Physics, 1957 (2) : 1979-1986.
[13] Incropera F P, DeWitt D P. Fundamentals of heat and mass transfer [M]. 5th ed. New York: John Wiley & Sons, 2002: 357-361.
[14] Croce G, Beaugendre H, Wabashi W G. CHT3D: FENSAP-ICE conjugate heat transfer computations with droplet impingement and runback effects [R]. AIAA Paper 2002-0386, 2002.
[15] Abur-Ghannam B, Shaw R. Natural transition of boundary layers—the effects of turbulence, pressure gradient and flow history[J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1980, 22(5) : 213-228.