

文章编号:1000-8055(2009)11-2495-06

三维内外热耦合计算热气防冰系统表面温度

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: 提出了一种三维内外强固传热耦合计算热气防冰系统表面温度的方法并进行算例计算. 外部表面传热系数计算采用附面层积分方法, 内部热气流动与换热采用 CFD(计算流体力学)方法, 利用 FLUENT 的用户自定义函数 UDFs(user-defined functions)实现蒙皮外表面热载荷计算及热流边界条件的自动加载, 使迭代自动推进. 对表面温度及外部热载荷进行亚松驰来稳定迭代计算, 用强固传热耦合迭代来加快计算速度. 所研究的三维热气防冰系统表面温度计算新方法可应用于防冰系统的热性能验证及系统优化.

关 键 词: 热气防冰系统; 热耦合; 表面温度; 三维

中图分类号: V244.1⁺5

文献标识码: A

Three-dimensional conjugate heat transfer simulation for the surface temperature of wing hot-air anti-icing system

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

(School of Aeronautics Science and Engineering,

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

Abstract: The conjugate heat transfer of a 3-D wing hot-air anti-icing system was studied and a method for calculation of the surface temperature was presented in this paper. The method employed the commercial software package FLUENT and its user-defined functions (UDFs) to integrate tightly the external heat flux, internal heat flux and the thermal conduction in the skin. The external convective heat transfer coefficient was computed using the boundary layer integrated method, and the internal hot air flow and heat transfer was modeled using FLUENT. The iteration for the sequential coupling of internal, external and conductive heat transfer was implemented by automatically calculating the external heat flux and setting the heat flux boundary condition on the external surface with UDFs. This new method for a wing anti-icing system can be applied to verification of its feasibility and validity.

Key words: hot-air anti-icing system; conjugate heat transfer; surface temperature; three-dimensional

飞机在结冰气象条件下飞行时,云层中的过冷水滴撞击到飞机表面会产生结冰. 结冰导致的飞行事故时有发生,且一旦发生则损失惨重. 为了提高飞机在结冰气候下的飞行安全,飞机上一般安装防冰系统,目前大飞机机翼和发动机采用的多是热气防冰系统,从发动机引气,同时也给发动机带来了一定的代偿损失. 因此设计高效的热气

防冰系统以减少发动机引气,一直是航空界的挑战之一.

由于地面试验的耗时及费用昂贵,且并非所有的结冰条件都能够在冰风洞、飞行模拟结冰或自然结冰试验中得到,因此防冰系统数值仿真已经成为防冰系统预先设计阶段及认证阶段不可缺少的手段. 验证防冰系统设计能否满足要求、引气

收稿日期:2009-06-30; 修订日期:2009-09-03

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

量和温度是否合适,表面温度和溢流区是重要的衡量指标.因此有必要研究一种高效的仿真方法,用来计算防冰表面温度和表面水膜流动情况.

防冰系统的传热过程包括了普通换热器具有的固壁导热、内外流动导致的对流换热,同时还包含了由于外部水滴的存在引起的其他传热,如蒸发散热、水滴动能转换、加热水等.另外,防冰系统内部结构复杂,使得内部热气流动引起的对流换热比较复杂.基于上述特点,防冰系统的传热过程模拟,表面温度计算也比较困难.

国外对防冰系统的仿真研究较早,可分为经验公式和耦合计算两种方法.经验方法采用经验公式来预测气体与固壁(假设为绝热表面)之间的对流换热,然后计算固壁的导热,得到固壁的表面温度,因此经验公式的计算方法没有考虑流动与固壁之间的相互作用.这种方法存在很大的不足:

①对于热气防冰系统内部复杂流动,采用经验公式很难预测准确;②计算对流换热没有考虑壁面温度的影响,认为是绝热表面,不符合实际.由于经验公式方法可以很快地对防冰系统进行初步分析,美国 LEWICE^[1] 采用了此种方法.同时 LEWICE 中假设固壁导热是一维,即表面的法线方向,外部流动和水滴撞击为二维^[1-2].

耦合计算方法克服了以上经验公式计算方法的不足.第一,随着计算机的飞速发展,CFD(计算流体动力学)方法被利用到模拟三维防冰系统内复杂的流动及传热现象,提高了复杂结构对流换热的计算精度;第二,迭代计算流体和固壁之间的传热相互作用,直到流体和固壁间界面的流体侧和固体侧的温度和热流均达到平衡.耦合计算方法结果更准确,但同时计算量和计算时间也大大增加.耦合计算方法包括强固耦合和松散耦合^[3].强固耦合将固体导热和内外流体换热同时计算,松散耦合则是分开计算.加拿大 FENSAP-ICE^[3] 采用的是松散耦合方法计算结冰气象条件下防冰系统表面温度.由于松散耦合方法将固体导热和流体计算分开,因此收敛较慢. Hua 和 Liu 等人^[4] 采用强固耦合方法分析了机翼防冰系统流动与换热,但仅考虑了干空气的情况,没有考虑结冰气象条件时的水滴撞击、防冰表面水的蒸发以及带走的潜热.

国内对于结冰气象条件下、热气防冰系统的内外耦合传热计算报道比较少^[5-6],更难检索到关于三维的研究报道.其难点不仅在于如何实现耦合迭代的步进,还在于如何使迭代趋于稳定,如何

加快迭代过程等.

本文基于 CFD 软件 FLUENT,利用 UDFs (user-defined functions) 嵌入水滴撞击特性计算程序、表面水能量与质量守恒分析计算防冰热载荷、蒸发水和溢流水程序,开发了一套三维热气防冰系统在结冰气象条件下、湿态防冰时的内外传热强固耦合计算表面温度的程序,可以逐步实现:三维外部流场计算、三维水滴撞击特性计算、附面层积分方法的外部表面传热系数计算和三维防冰腔内外传热强固耦合的迭代计算,最后可得到防冰平衡表面温度以及表面水膜流动情况.本文将详细介绍三维防冰腔内外传热强固耦合计算表面温度的方法和计算中的数学模型.最后对某防冰腔给定状态下的表面温度进行计算.

1 三维防冰表面温度计算方法

图 1 为简单防冰腔结构,热气从笛形管的喷口喷出射向蒙皮从而加热蒙皮,在腔内流动最终从排气孔流出到外界环境.笛形管上的喷口一般是两排或三排交错分布的,可想而知,防冰腔内的三维流动效应比较大,因此研究防冰系统从三维着手会更加准确.

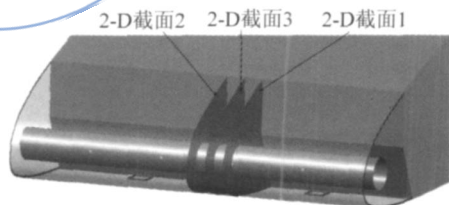


图 1 典型防冰腔结构示意图

Fig. 1 Typical hot-air anti-icing system

内外热耦合计算防冰表面温度需考虑 4 个计算区域,包括外部冷空气-水滴两相流、表面水膜、蒙皮以及内部热流.为了加快计算过程,本文将固体导热及内部流动换热一起求解,固体外壁面加载热流边界条件,每迭代一步求解一次外部表面传热系数以及外部热流,并作为固体外表面的边界条件.强固耦合计算防冰表面温度的流程具体如下:

- 1) 计算外部流动及水滴撞击特性得到水收集系数 (FLUENT 及 UDF);
- 2) 无黏流计算附面层外边界处参数 (FLUENT);
- 3) 假设蒙皮外表面 T 的初始温度,计算蒙皮导热和内部流场和换热且计算收敛 (FLUENT);

4) 附面层积分方法预测外部表面传热系数 (UDF);

5) 温度边界条件计算表面 T 的外部热载荷 $\dot{q}_R''$ 、表面蒸发水量以及溢流量 (UDF);

6) 将热载荷进行松弛 (式 (1)), 作为蒙皮外表面热流边界条件 (UDF), 利用 FLUENT 求解蒙皮导热及内部能量守恒方程, 引入松弛系数 ω

$$\dot{q}''^N = \dot{q}''^{N-1} + (\dot{q}_R'' - \dot{q}''^{N-1}) \cdot \omega \quad (1)$$

7) 得到此迭代步蒙皮外表面的温度 T_r ;

8) 将温度进行松弛, 更新蒙皮外表面温度 (UDF), 引入松弛系数 ω

$$T^k = T^{k-1} + (T_r - T^{k-1}) \cdot \omega \quad (2)$$

9) 重复 4)~8) 直到外表面 T 的热载荷变化小于 ε 。

如上迭代方法, 是在计算内部热气与壁面间换热以及蒙皮导热的过程中, 随着表面温度的变化不断地更新表面热流边界条件, 反过来变化的外部热流又影响表面温度, 如此将外部热流、内部热流、蒙皮导热三者耦合求解, 得到稳定的热流与表面温度。由于对温度和热流采取了松弛处理, 可以很好地使迭代计算趋于稳定, 实现热耦合计算的收敛。文中监控热流变化项来检验计算收敛性。

外部流动和局部水收集系数计算基于三维; 导热及防冰腔内热气流动基于三维; 表面溢流水流动方向假定为外界空气流动方向。由于外部流动比较简单, 采用附面层积分方法计算表面传热系数就可以得到比较准确的解, 且相对于 CFD 方法来说, 计算速度快; 对于内部复杂的流动现象, 采用 CFD 的方法则比采用经验公式更加准确。因此本文外部表面传热系数采用附面层积分方法, 内部换热采用 CFD 的方法。本文采用 FLUENT 中的 UDF 进行二次开发, 来实现特定功能, 以完成耦合传热表面温度计算。

2 数学模型

2.1 外部流动及局部水收集系数

外部流场计算为空气-水滴两相流动^[7], 主要是为了得到水滴的容积分数 α_w 分布, 然后根据壁面处的 $\alpha_{w,s}$ 计算局部水收集系数 β 。水滴容积分数代表水滴相所占的空间。假设水滴为球形, 不变形或破裂, 无聚合。

稳态两相流控制方程为

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (3)$$

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = \mathbf{F} \quad (4)$$

边界条件采取速度入口、压力出口、机翼展向两侧为对称边界。两相流计算收敛后, 利用 UDF 提取需要的结果并进行局部水收集系数的计算, 公式如下:

$$\beta = \frac{(V_d \cdot n) \cdot \alpha_{w,s}}{V_\infty \cdot (\xi_\infty / \rho_w)} \quad (5)$$

式中 V_d 为水滴撞击壁面处的速度矢量; n 为壁面的法向矢量; V_∞ 为远场空气速度; ξ_∞ 为远场液态水含量; ρ_w 为水的密度。

2.2 外部表面传热系数

采用附面层积分法进行外部表面传热系数的计算, 将机翼表面分为驻点、层流、过渡和紊流 4 个部分来考虑。雷诺数 $Re_s < 5 \times 10^5$ 为层流区; $Re_s > 2 \times 10^6$ 为紊流区; $5 \times 10^5 < Re_s < 2 \times 10^6$ 为过渡区。

表面传热系数计算如下式^[8-10], 方程 (6) 为驻点公式; 方程 (7) 为层流公式; 方程 (8)~(11) 为紊流计算公式; 方程 (12), (13) 为过渡区公式。

$$Nu_{stag} = \left[\frac{C_m^2}{9.89} \cdot Re_\infty \cdot \left. \frac{d(u_e / V_\infty)}{d(s/c)} \right|_{s=s_{stag}} \right]^{0.5} \quad (6)$$

$$Nu_{lam} = 0.3 \cdot Re_s \cdot \Delta T \cdot \left(\int_{s_{stag}} \frac{u_e \cdot \Delta T^2}{\nu_a} ds \right)^{-0.5} \quad (7)$$

$$St_{turb} = \frac{h_{s,turb}}{\rho_a u_e c_{p,a}} = 0.0125 \cdot Re_{\Delta_2,turb}^{0.25} \cdot Pr^{0.5} \quad (8)$$

$$Re_{\Delta_2,turb} = \frac{1}{\Delta T} \cdot [B + (Re_{\Delta_2,tr} \cdot \Delta T_{tr})^{1.25}]^{0.8} \quad (9)$$

$$B = 0.0156 \cdot Pr^{-0.5} \cdot \mu_a^{-1} \cdot \int \rho_e u_e \cdot \Delta T^{1.25} ds \quad (10)$$

$$Re_{\Delta_2,tr} = \frac{0.83}{\Delta T_{tr}} \cdot \left(\int_{s_{stag}} \frac{u_e \cdot \Delta T^2}{\nu_a} ds \right)^{0.5} \quad (11)$$

$$St(s) = [1 - \gamma(s)] \cdot St_{lam} + \gamma(s) \cdot St_{turb} \quad (12)$$

$$\gamma(s) = 1 - \exp \left[-5 \cdot \left(\frac{s - s_{tr}}{s_{sen} - s_{tr}} \right) \right] \quad (13)$$

式中 Nu 为努塞尔数; C_m 为常数 1.56; u_e 为附面层外边界处切向方向速度, 通过无黏流计算得到; s_{tr} 和 s_{sen} 分别为层流开始向紊流转变位置处的弧长以及完全转变成紊流时的弧长; c 为机翼弦长; ν_a 为运动黏度; ΔT 为表面和外部流恢复温度之

间的温差; St 为斯坦顿数; ρ_a 为空气密度; $c_{p,a}$ 为空气比定压热容; Re_{Δ_2} 为基于焓厚度的雷诺数; $\gamma(s)$ 为层流转变成紊流的概率。

表面传热系数计算结果将用于蒙皮外表面的对流换热项以及表面水蒸发散热项的预测。

2.3 防冰热载荷及溢流水

过冷水滴撞击到壁面后,由于防冰系统对壁面的加热,撞击的水被加热到壁温 T_s ,一部分水蒸发,一部分水沿气流方向向机翼后方溢流,在机翼表面形成水膜。同时外表面的热流不仅存在对流换热,同时还有不可忽视的蒸发散热。计算表面平衡温度的基础就必须建立准确的能量和质量守恒方程。计算防冰热载荷以及表面溢流水的计算一般采用二维形式^[2]的 Messinger^[11-12]模型。

根据能量守恒,防冰表面控制容积的热载荷 $\dot{q}_n''$ 计算式如下:

$$\dot{q}_n'' = h_s \cdot (T_s - T_{rec}) + \dot{m}_{imp}'' \cdot c_{p,w} \cdot (T_s - T_\infty) - \dot{m}_{imp}'' \cdot \frac{V_\infty^2}{2} + \dot{m}_{evap}'' \cdot i_{lv} - \dot{m}_{in}'' \cdot c_{p,w} \cdot (T_{in} - T_{ref}) + \dot{m}_{out}'' \cdot c_{p,w} \cdot (T_s - T_{ref}) \quad (14)$$

式中右边第一项为对流换热,第二项为加热水所需热量,第三项为撞击水动能转变的能量,第四项为蒸发散热,第五项和第六项分别为溢流水带来和带走的能量。 $\dot{m}_{imp}''$, $\dot{m}_{evap}''$, $\dot{m}_{in}''$ 和 $\dot{m}_{out}''$ 分别为撞击水质量流量,蒸发水质量流量,溢流流进控制容积的水质量流量和溢流流出控制容积的水质量流量; $c_{p,w}$ 为水的比热容; i_{lv} 为汽化潜热; T_{ref} 为参考温度 273.15 K; T_{rec} 为恢复温度,定义如下:

$$T_{rec} = (1 - r_c) \cdot T_e + r_c \left(T_\infty + \frac{V_\infty^2}{2c_{p,a}} \right) \quad (15)$$

式中 r_c 为恢复系数; T_e 为附面层外边界处温度。

根据质量守恒,防冰表面的控制容积的溢流水质量流量 $\dot{m}_{out}''$ 计算式如下:

$$\dot{m}_{out}'' = \dot{m}_{imp}'' + \dot{m}_{in}'' \cdot \frac{\Delta S_{i-1}}{\Delta S_i} - \dot{m}_{evap}'' \quad (16)$$

最大蒸发质量流量 $\dot{m}_{evap}''$ 可通过传热传质比来计算

$$\dot{m}_{evap}'' = \frac{h_s}{c_{p,a}} \cdot \left(\frac{Pr}{Sc} \right)^{\frac{2}{3}} \cdot \frac{M_v}{M_a} \cdot \left[\frac{p_{v,sat}(T_s) - p_{v,e}}{p_e - p_{v,e}} \right] \quad (17)$$

式中 Pr 为普朗特数; Sc 为施密特数; M_v 和 M_a 分别为水蒸气和空气的分子质量; $p_{v,sat}(T_s)$ 为局部溢流水的饱和蒸汽压力; $p_{v,e}$ 为附面层外边界处的水蒸气压力; p_e 为附面层外边界处的空气

压力。

方程(14)的计算得到了蒙皮外表面的热载荷,将被作为内外热耦合表面温度计算时蒙皮外表面的热流边界条件。从驻点开始,分别沿机翼上、下表面,对每个控制容积应用方程(16),则可得一组代数方程来求解每个控制容积的溢流水。如果式(17)计算所得的最大蒸发质量大于撞击及溢流进来的水之和,则蒸发质量取后者,溢流水为0。

2.4 蒙皮导热

稳态导热方程如下^[13]:

$$\kappa \left(\frac{\partial^2 \Delta T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Delta T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Delta T}{\partial z^2} \right) = \dot{q}_{anti}'' - \dot{q}_n'' \quad (18)$$

式中左边项为导热项;右边第一项为外部热载荷,第二项为热气加热热流。

2.5 内部热气流动与换热

防冰腔内部结构复杂,利用经验公式很难准确预测热气对壁面的加热量。本文利用 CFD 软件 FLUENT 来计算热气在腔内的可压缩流动以及与壁面的换热,在蒙皮内壁面附近采用较密网格来捕捉温度梯度大的换热现象。网格为结构化的六面体网格。

模拟防冰腔内热气流动与换热采用压力入口,压力出口,防冰腔展向两侧对称边界条件,蒙皮外壁面热流边界条件。

3 算例与结果分析

3.1 计算状态与模型

以图1所示的机翼热气防冰系统为计算对象,展长 0.3 m,进行了三维内外热耦合计算,得到了局部水收集系数、外表面表面传热系数、表面溢流水及蒸发水质量流量、防冰腔表面温度等结果。算例已知飞行气象状态:飞行速度 95.5 m/s,液态水含量 0.5 g/m³,攻角 4.5°,温度 249.65 K,压力 63000 Pa,水滴直径 20 μm。防冰系统引气状态:热气喷口总压 2.96 × 10⁵ Pa,总温 453.15 K。机翼蒙皮导热系数为 166.4 W/(m·K)。

防冰腔喷口为上下两排交错形式,如图1,上排4个,下排5个。截面1、2和3为查看计算结果时的二维面,截面1和2分别经过上、下排的喷口,截面3位于截面1和2中间。图2是机翼前缘及防冰腔的网格模型,采用结构化的网格以减少网格总数,蒙皮附近采用附面层边界网格以捕捉壁面附近强烈变化的流动与换热现象。外流场有

1 603 360个六面体网格;内流场及蒙皮有215 600个六面体网格.

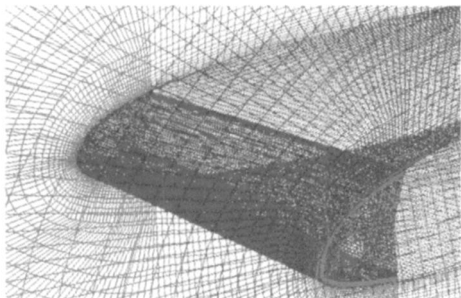


图 2 机翼前缘放大面网格
Fig.2 Mesh of the leading edge

3.2 计算结果与分析

设蒙皮表面初始温度 303. 15 K,内外传热耦合迭代的计算时间约 4 h,迭代步数约 1 000 步达到收敛,计算速度比较快,计算所用机器 CPU 为 AMD Athlon MP 2400 + ,4 G 内存.采用 UDF 将热载荷的结果存贮到 FLUENT 的 case 文件中,当计算突然中断,可以从存储文件处接着迭代,而不是从头开始计算.

图 3~图 7 为计算结果.图 3 为局部水收集系数.从图中可知,驻点附近的撞击水量最大,由于攻角的存在,下表面撞击范围大于上表面.图 4 为截面 1,2 的马赫数等值线图,从图中可看到防冰系统热气为声速喷射且衰减迅速.

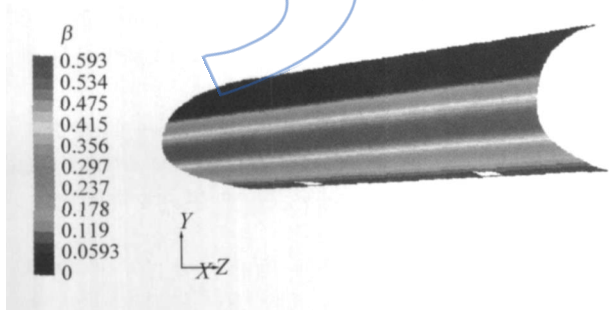


图 3 机翼前缘局部水收集系数三维云图
Fig.3 Water collocation efficiency on the leading edge

图 5 为内外热耦合计算收敛后,表面溢流水质量流量结果.图 6 是表面温度计算结果.由于防冰腔在展向两端没有热气喷口(如图 1),所以从图 5 和 6 中可以很明显的看到防冰腔两侧和中间结果不一样,两侧由于没有热气对壁面的加热,因此表面温度稍比中间部位低,蒸发量小,溢流量大.下面主要对翼展中间部位(即二维截面 1,2 和 3 附近,不受两侧的影响)的结果进行分析.从图 5

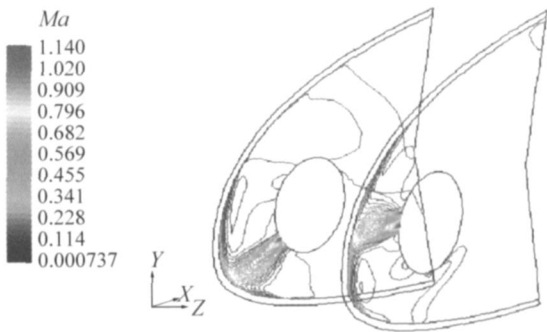


图 4 二维截面 1 和 2 的马赫数
Fig.4 Mach number contour at 2-D locations 1 and 2

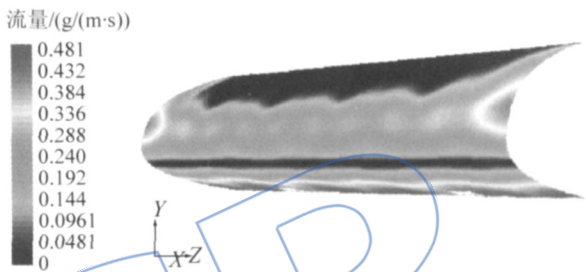


图 5 表面溢流水流量
Fig.5 Runback water

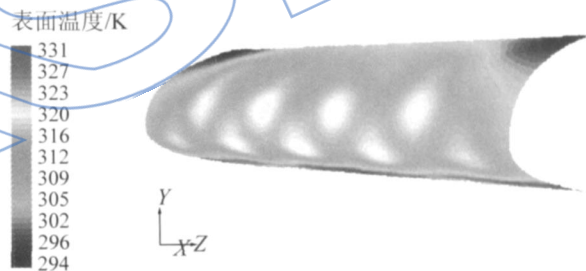


图 6 表面温度计算结果
Fig.6 Contours of surface temperature

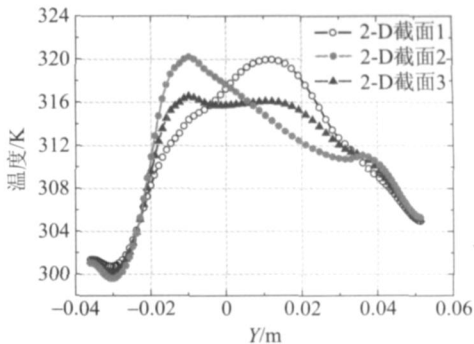


图 7 二维截面的表面温度曲线图
Fig.7 Temperature at 2-D locations

可知从驻点开始(驻点溢流水为 0),溢流水分别往上下表面后方流动,上表面溢流水逐渐增加,然后慢慢减小到 0;下表面相对于上表面来说,由

于撞击范围较大(如图3)、表面温度较低(如图6),导致蒸发量较小,因此下表面的溢流水在防护区内一直增大,溢流水流向防护区外。

从图6的表面温度计算结果可以看出:①热气喷射正对位置温度较高,且很快衰减;②上表面温度明显大于下表面,这是因为上表面后部分没有水膜的存在,表面处于干态,而下表面后部仍然有水膜,表面处于湿态;③防护区内温度最大为330.5 K,最小为294.3 K,防护区内温度较高,可满足防冰的要求。图7显示的是如图1所示的3个二维截面的表面温度曲线,横座标为Y方向的坐标值,从图7同样可发现:①经过上喷口的截面1对应的蒙皮表面温度最大值在上表面某位置($Y > 0$),即喷口喷射的位置;②经过下喷口的截面2对应的蒙皮表面温度最大值在下表面某位置($Y < 0$);③没有经过喷口,位于截面1和2之间的截面3,由于蒙皮的导热,其对应的表面温度,在上下喷口位置间基本保持不变;④上、下表面的后部分,3个截面对应的表面温度趋于一致。

通过结果分析,总的来说此防冰系统在给定的引气状态下,能够满足特定的飞行气象状态下的防冰要求,能够保证防护区内不结冰,但是下表面防护区外很大可能结冰。为了防止下表面结冰,可以改变上下喷口的位置使之偏向下表面,增加热气对下表面的加热,以增大下表面撞击水的蒸发,减小溢流。

4 结 论

提出了一种三维内外强固热耦合计算防冰表面温度的方法。基于FLUENT,利用UDFs将防冰系统外部热载荷、蒙皮导热以及内部热气加热三者耦合,计算得到了表面温度等结果。通过本文的研究:①耦合迭代过程中,采取对温度和热载荷进行亚松驰的方法,提高了迭代的稳定性;②采取将固体导热及热流同时计算,进行强固耦合方法提高了计算速度。

由于机翼没有后掠角,因此外部流动和水滴撞击基本无展向方向变化。后掠翼的三维热气防冰系统表面温度计算需进一步完善。

参考文献:

[1] Wright W B. An evaluation of jet impingement heat transfer correlations for piccolo tube application[R]. AIAA Paper 2004-62.

[2] Lee J, Rigdy D, Wright W, et al. Analysis of thermal ice protection system (TIPS) with piccolo tube using state-of-the-art software[R]. AIAA Paper 2006-1011.

[3] WANG Hongzhi, Tran P, Habashi W G. Anti-icing simulation in wet air of a piccolo system using FENSAP-ICE[R]. SAE 2007-01-3357, 2007.

[4] Liu H T, Hua J. Three-dimensional integrated thermodynamic simulation for wing anti-icing system[J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(6): 1291-1297.

[5] 常士楠,袁美名,霍西桓,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)

[6] 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)

[7] 卜雪琴,林贵平,彭又新,等.防冰热载荷计算的一种新方法[J].航空学报,2006,27(2):208-212.

BU Xueqin, LIN Guiping, PENG Youxin, et al. Method for calculation of anti-icing heat loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 208-212. (in Chinese)

[8] 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.

[9] Ambrok G S. Approximate solution of equations for the thermal boundary layer with variations in boundary layer structure[J]. Soviet Physics, 1957, (2): 1979-1986.

[10] Abu-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.

[11] 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.

[12] 裘燮纲,韩凤华.飞机防冰系统[M].北京:航空专业教材编审组,1985.

QIU Xiegang, HAN Fenghua. Aircraft anti-icing system[M]. Beijing: Compilation and Examination Group of Aero Specialized Teaching Materials, 1985. (in Chinese)

[13] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].3版.北京:高等教育出版社,1998.

YANG Shiming, TAO Wenquan. Heat transfer[M]. 3rd ed. Beijing: Higher Education Press, 1998. (in Chinese)