

飞机热气防冰系统与冰脊预测的数值模拟

王 昆¹, 白俊强¹, 夏 露¹, 李 鑫¹, 马献伟²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 中国人民解放军 91395 部队, 北京 102488)

摘 要: 基于流固耦合传热的思想建立了一套飞机热气防冰系统的数值模拟方法,并将其与积冰热力学模型结合起来,实现了热气防冰系统开启时的机翼积冰预测.采用格心格式有限体积法求解 N-S 方程获得防冰腔与外流场;通过欧拉法在外流场的基础上获得过冷水滴撞击特性;求解三维热传导偏微分方程获得蒙皮的传热特性;采用交接面插值的方法实现防冰腔到外流场的热量传递;建立了考虑三维溢流效应的积冰热力学模型并在此基础上开展了机翼冰脊的数值预测.数值模拟结果表明:热气防冰系统开启时加热机翼表面温度最高可达 308 K,加热区后的上下机翼表面均有冰脊形成,通过对结果的分析表明该方法是合理可行的.

关 键 词: 热气防冰系统; N-S 方程; 热传导; 交接面插值; 冰脊预测

中图分类号: V211

文献标志码: A

Numerical simulation of aircraft hot air anti-icing system and ice ridge prediction

WANG Kun¹, BAI Jun-qiang¹, XIA Lu¹,
LI Xin¹, MA Xian-wei²

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Unit 91395, the Chinese People's Liberation Army, Beijing 102488, China)

Abstract: A numerical simulation method was built based on the conception of fluid-solid coupled heat transfer, and ice prediction under hot air anti-icing system was carried out in associated with ice accretion thermodynamics model. Both the internal and external flow fields were got by solving N-S equation using cell-centered finite volume method. The drop-let impingement result was calculated by Euler method based on the external flow field. Three-dimensional heat transfer partial differential equation was solved to get the heat transfer characteristic of the thin-gauge skin. Heat transfer from internal flow to external flow field was accomplished by using interface interpolation method. Three-dimensional ice accretion thermodynamics model was built with which ice ridge was predicted. The result shows that the heated wing surface temperature can get as high as 308 K, and ice ridge is accreted on both the upper and lower surfaces just after the heated zone when the hot air anti-icing system is on. Then, by analyzing the result, it proves that the method is rational and effective.

Key words: hot air anti-icing system; N-S equation; heat transfer; interface interpolation; ice ridge prediction

1994 年 10 月,美国一架 ATR-72 商用飞机失事,调查报告显示其事故原因是机翼积冰,但不是前缘积冰,而是由机翼上表面防冰区域后部形成的突起的展向冰脊而引发^[1]. 2002 年 12 月,台湾复兴航空公司一架货机因积冰坠于海上;2006 年 6 月,我国一架军用飞机在安徽失事,这两起事故亦为机翼冰脊导致. 冰脊一般在两种情况下形成:一种情况是在常规的过冷水滴尺寸下,防冰系统开启以后,过冷水滴碰撞在机翼表面上不立即冻结而沿着物面向后流动,部分没有蒸发的水在防冰加热区之后聚集在一起并冻结,形成冰脊;另一种情况是在存在大尺度过冷水滴(SLD)的积冰气象条件下(SLD 的尺度远远大于 JAR/FAR25 附录 C 中积冰包线所限尺度),冰脊形成原理同第一种情况相同,但会形成更严重的冰脊. 冰脊一旦形成,将会对飞机的飞行安全造成严重威胁,严重时会导致如上所述的飞行事故. 机翼上冰脊形成之后,冰脊后气流严重分离,将导致飞机升阻比的减小,带来一系列不利影响. 尽管一般的飞机都是左右对称的,但是冰脊在左右机翼上形成的位置及形状一般不对称,因此会产生一个较大的滚转力矩,若冰脊的形状、位置和大小处于敏感范围,则会导致飞机滚转失控;冰脊还会导致副翼流场被严重改变,使得副翼铰链力矩发生严重变化,极易导致飞行事故^[2].

有关冰脊的研究热潮在 ATR-72 失事之后兴起,主要集中在冰脊的研究及其对气动特性影响的研究两方面^[3-4]. Miller 和 Addy 等对 SLD 条件下冰脊的形成进行了细致的实验研究,得到了特定条件下的冰脊位置与高度;Bragg 和 Lee 等通过实验和计算手段研究了冰脊对气动特性的影响;国内易贤提出了一种计算冰脊质量的方法,并用数值模拟的方法研究了特定冰脊外形对机翼气动特性的影响^[2]. 目前为止,经过 10 多年的研究,相关人员主要通过冰风洞实验来得到对应气象条件下的冰脊信息,国内至今还没有建立模拟冰脊形成过程的数值方法.

本文基于流固耦合传热的思想,将计算域分为外流场、蒙皮热传导区域、防冰腔流场 3 部分,在防冰腔流场与固体边界和固体边界与外流场交接面进行温度插值,反复迭代计算,将交接面温度基本不变视作收敛标准,实现了热气防冰系统的数值模拟,并在此基础上求解积冰热力学模型,初步建立了一套适用于常规过冷水滴(下文简称水滴)情况下的冰脊预测的方法. 数值模拟结果表明

本文方法能较好地预测冰脊形成的位置及形状,具有一定可行性.

1 数值模拟方法

1.1 防冰系统及数值模拟策略

机翼防冰系统开启时,前缘表面温度维持在 0°C 以上,以保证机翼前缘不发生积冰现象. 热防冰系统可分为两大类:即完全蒸发防冰系统与不完全蒸发防冰系统,前者在设计结冰气象条件下把加热区内所收集的水完全蒸发掉,早期的设计中甚至不允许加热表面有水膜的形成(干防冰),但是所需的热量太大,不能满足现代飞机的设计要求;后者允许在加热区后形成少量的冰瘤,这样所需的热量比前者小的多,现代飞机普遍采用不完全蒸发防冰系统^[5]. 热防冰系统又可分为热气防冰系统和电热防冰系统,对于热气防冰系统的数值模拟,PELLISSIER, HUA、卜雪琴等分别基于 FENSAP-ICE 和 Fluent 做了大量颇有成效的工作,为本文采用的数值模拟方法提供了思路^[6-8].

机翼上冰瘤(机翼冰脊)的形成,严重时会影响飞行安全,因此在进行不完全蒸发防冰系统的设计时必须考虑到冰瘤形成的严重程度. 本文用数值方法进行机翼冰脊的预测,模拟了热气防冰系统的工作原理,并在此基础上结合积冰热力学模型,对热气防冰系统开启时的机翼积冰现象进行了数值模拟.

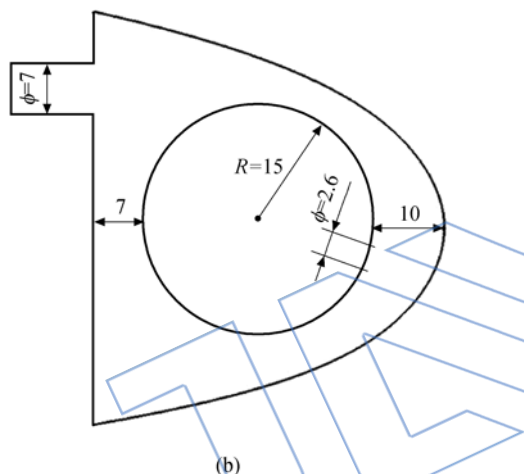
图 1 为本文所模拟热气防冰系统的模型视图及相关尺寸说明,模型沿展向厚度为 20 mm. 防冰腔内引气管道布置及其他位置参数的确定在热气防冰系统设计时需要进一步优化,文章重点不在此,因此模型并非最优,但是具有一定代表性. 整个计算域既有防冰腔流场、外流场,也有蒙皮热传导区域,要统一计算十分复杂,因此将整个热气防冰系统的计算域分为 3 个部分:防冰腔流场计算域、蒙皮热传导计算域、外流场计算域,3 个部分单独计算,在交接面用插值方法进行热量的交换. 防冰腔流场计算域由发动机压气机引气,通过控制引气管道内的压强大小来控制防冰腔的质量流量,不同飞机引气管道内气压变化较大. 文中计算给定入口质量流量,入口面积一定,可以计算出入口速度,再根据伯努利方程可以得到,在当前飞行环境下引气管道内压强稍大于 2 个大气压(200 kPa). 热气从内流入口 5 进入,入口的直径很小,射流速度较大,射流直接与蒙皮内表面进行热交换,最后从内流出口 1 排出;蒙皮热传导计算域即

对带有厚度的蒙皮进行传热数值模拟,在交接面4进行蒙皮与防冰腔流场的热交换,在蒙皮与外流场交接面2进行蒙皮与外流场的热交换;外流场计算域即机翼的绕流流场,并在此基础上进行水滴撞击特性的计算。



1 内流出口; 2 蒙皮与外流场交接面; 3 蒙皮;
4 蒙皮与内流场交接面; 5 内流入口;
6 引气导管

(a)



(b)

图1 热气防冰系统仿真模型(单位:mm)

Fig. 1 Simulated model of hot air anti-icing system (unit:mm)

图2为数值模拟流程图,首先分别进行内外流场的计算,计算时先给定蒙皮与内外流场交接面的初始温度,作为交接面温度初值,完成流场计算后再根据边界热流量用 Neumann 边界条件进行蒙皮的传热计算,蒙皮传热计算完成之后自动更新蒙皮表面温度,通过交接面插值更新内外流场壁面温度,重复进行流场计算,如此便完成了热气防冰系统的一步迭代.对于干防冰系统而言,由于机翼表面所收集的水完全蒸发,因此当内外流场达到传热平衡时,可认为数值模拟收敛.本文模拟不完全蒸发防冰系统,机翼表面是湿表面,因此外流场的传热不能简单的用机翼表面与空气的传热来代替,要考虑机翼表面为湿表面时的传热.因此,在进行热气防冰系统数值模拟的时候,需要加入结冰模型进行机翼表面的传热分析.对于湿表

面除冰,收敛的标准同干防冰系统相同,即防冰腔流场的放热量等于外空气流场和结冰的吸热量之和,考虑到分别计算外流场吸热和结冰吸热在计算时不易实现,因此将交接面温度不变视为计算收敛标准^[9].

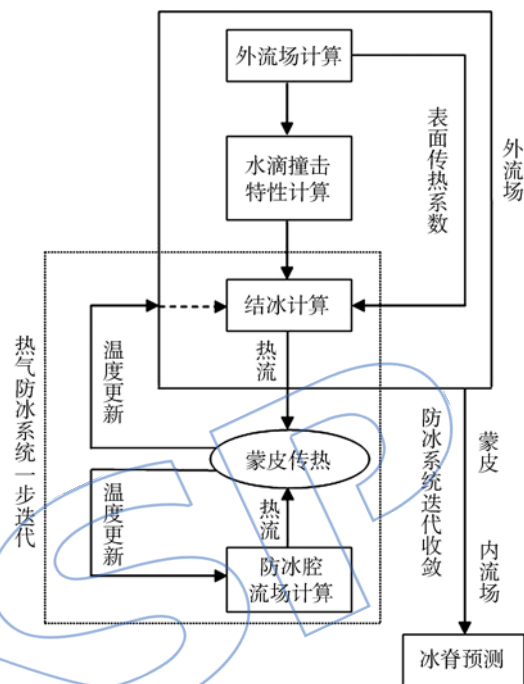


图2 数值模拟流程图

Fig. 2 Flowchart of numerical simulation

1.2 空气流场计算

内外空气流场的控制方程均为可压缩黏性雷诺平均方程 N-S(RANS)方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS = \oint_{\partial\Omega} \mathbf{G}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中 Ω 为任意控制体; V 为控制体体积; $\partial\Omega$ 为对应的边界; $\mathbf{Q}$ 为守恒向量; $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ 为对流矢通量; S 为构成控制体边界的元素; $\mathbf{G}$ 为黏性通量; $\mathbf{n}$ 为边界的法线向量. 采用 Roe 格式进行空间离散, 采用 LU-SGS (lower upper symmetric Gauss-Seidel) 方法进行时间推进, 通过残值光顺和当地时间步长加速收敛, 求解 Spalart-Allmaras 湍流模型.

1.3 蒙皮热传导计算

在三维空间中, 考虑一均匀、各向同性的物体 (其边界为分片光滑曲面 Γ), 假定其内部有热源, 并且与周围介质有热交换, 物体内部由于温差产生热量的传递, 热传导过程中遵循能量守恒定律, 即热量的增加等于通过物体的边界流入的热量

Q_2 与由物体内部的热源所产生的热量 Q_3 的总和

$$Q_1 = Q_2 + Q_3 \quad (2)$$

三维热传导偏微分方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial t} &= a^2 \Delta T + f_e \\ a^2 &= \frac{\kappa}{c\rho} \quad f_e = \frac{E}{c\rho} \end{aligned} \quad (3)$$

式中 T 是温度; κ 是导热系数; c 是比热容; ρ 是密度; E 为物体内部热源密度. 假定蒙皮各向同性, 对于热气防冰系统, 其内部无热源, 得蒙皮的热传导方程

$$\frac{\partial T}{\partial t} = a^2 \Delta T \quad (4)$$

在热气防冰系统计算时, 已知单位时间内通过边界 Γ 的热流量, 可采用 Neumann 边界条件进行求解^[10]

$$\left. \frac{\partial T}{\partial n_i} \right|_{\Sigma} = g(x, y, z, t) \quad (5)$$

这里 n_i 为 Γ 的外法向量; g 指向控制体内部表示流入, g 指向控制体外部表示流出, g 的模为零表示绝热.

1.4 水滴撞击特性计算

采用欧拉法进行水滴撞击特性的计算^[11-13]. 将分布于空气中的水滴看成是与空气相互渗透的拟流体, 在流场中, 空气与水滴分别具有各自连续的速度、温度与体积分数分布. 建立水滴控制方程时引入以下假设:

- 1) 水滴均匀分布, 以球形存在, 不破裂、不凝聚、不发生热交换、物性参数不变.
- 2) 作用于水滴的外力只有空气阻力、空气浮升力、重力, 空气的湍流脉动不影响水滴的运动.
- 3) 水滴除与空气有质量、动量、能量相互作用外, 自身也有湍流脉动, 造成其质量、动量及能量的湍流输运.
- 4) 忽略水滴对空气流场的扰动.

根据以上假设, 可建立水滴的控制方程如下:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_x)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_z)}{\partial z} = 0 \quad (6)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}v_x)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_x^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_x v_y)}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_x v_z)}{\partial z} = F_x \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\bar{\rho}v_y)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_x v_y)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_y^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_z v_y)}{\partial z} = \\ F_y + F_d \end{aligned} \quad (8)$$

$$\frac{\partial(\bar{\rho}v_z)}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_x v_z)}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_y v_z)}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho}v_z^2)}{\partial z} = F_z \quad (9)$$

其中

$$F_x = \frac{0.75\bar{\rho}C_d Re_d \mu}{\rho_w D^2} (u_x - v_x)$$

$$F_y = \frac{0.75\bar{\rho}C_d Re_d \mu}{\rho_w D^2} (u_y - v_y)$$

$$F_z = \frac{0.75\bar{\rho}C_d Re_d \mu}{\rho_w D^2} (u_z - v_z)$$

$$Re_d =$$

$$\frac{\rho_a D}{\mu} \sqrt{(u_x - v_x)^2 + (u_y - v_y)^2 + (u_z - v_z)^2}$$

$\bar{\rho}$ 为水滴的表观密度; ρ_a 为空气密度; v_x, v_y, v_z 分别为水滴在 x, y, z 轴方向的速度分量; F_x, F_y, F_z 分别为所受空气阻力在 x, y, z 轴方向的分量; F_d 为水滴所受重力和浮升力的合力. u_x, u_y, u_z 分别为 x, y, z 轴的气流速度分量; C_d 为水滴阻力系数; Re_d 为水滴相对空气的雷诺数; μ 和 D 分别为空气黏度和水滴等效直径.

因为对流作用有强烈的方向性, 采用 QUICK (quadratic upwind interpolation of convective kinematics) 格式的延迟修正对水滴控制方程的对流项进行离散, 对于非常数源项, 为了保证代数方程迭代求解的稳定性和收敛性, 对其进行了线性化处理.

1.5 积冰热力学模型

Messinger 热力学模型是在 Tribus 模型的基础上发展起来的, 经过 60 多年的发展, 现在的积冰模拟仍采用该模型或该模型的改进型^[13-17].

1.5.1 质量平衡方程

将积冰表面划分为若干控制体积, 在每个控制体积内建立质量和能量平衡方程, 图 3 为控制体质量平衡示意图.

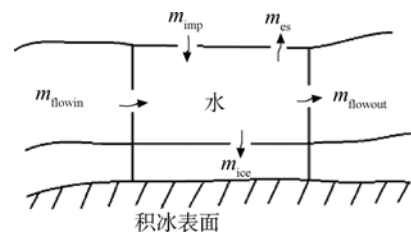


图 3 质量平衡示意图

Fig. 3 Scheme of mass balance

质量平衡方程可以写为

$$m_{\text{imp}} + m_{\text{flowin}} - m_{\text{ice}} - m_{\text{es}} - m_{\text{flowout}} = 0 \quad (10)$$

式中 m_{imp} 为水滴收集质量; m_{flowin} 为单位时间内上一控制体流入的质量; m_{ice} 为控制体体积冰质量; m_{es} 为控制体由于蒸发和升华引起的质量损失; m_{flowout} 为流出当前控制体的液态水质量。

1.5.2 热平衡方程

热平衡方程可以看作是由4部分组成的:潜热、显热、动力热、除冰热。图4为控制体的热平衡示意图。

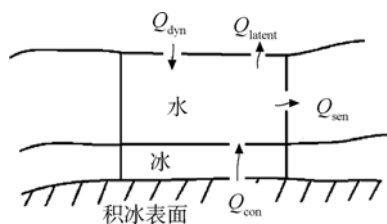


图4 热平衡示意图

Fig. 4 Scheme of energy balance

热平衡方程可以写为

$$Q_{\text{latent}} + Q_{\text{dyn}} + Q_{\text{sen}} + Q_{\text{con}} = 0 \quad (11)$$

式中 Q_{latent} , Q_{dyn} , Q_{sen} , Q_{con} 依次为潜热、动力热、显热、除冰热。

1.5.3 冰脊预测模型及求解

冰脊预测的数学模型与积冰预测的数学模型并无本质区别,只是在积冰热力学模型求解时考虑了防冰热,这样机翼表面所收集的水滴不能立即冻结,一部分蒸发,一部分向后溢流,最终冷却至冰点形成冰脊。关于冰脊的质量、生成位置和形状,均是求解冰脊预测模型得出,下面介绍冰脊预测模型及其求解方法。

定义控制体的冻结系数

$$f = \frac{m_{\text{ice}}}{m_{\text{imp}} + m_{\text{flowin}} - m_{\text{es}}} \quad (12)$$

将质量平衡方程式(10)代入热平衡方程式(11),经过一系列推导可得如下静不定方程,详细推导过程可参考文献[18]。

$$\begin{aligned} & [-m_{\text{es}} \cdot (f \cdot L_f + L_e) + (m_{\text{imp}} + m_{\text{flowin}}) \cdot f \cdot L_f] + [m_{\text{imp}} \cdot T_{\text{imp}} \cdot c_{pw} + m_{\text{flowin}} \cdot c_{pw} \cdot T_{\text{flowin}} - \\ & (m_{\text{imp}} + m_{\text{flowin}} - m_{\text{es}}) \cdot (c_{pw} \cdot T_{\text{ba}} - f \cdot c_{pw} \cdot T_{\text{ba}} + f \cdot c_{pw} \cdot T_f + f \cdot c_{\text{pice}} \cdot T_{\text{ba}} - f \cdot c_{\text{pice}} \cdot T_f) - \\ & m_{\text{es}} \cdot c_{pw} \cdot T_f] + [h \cdot (T_{\text{rec}} - T_{\text{ba}}) \cdot A + \\ & 0.5 \cdot m_{\text{imp}} \cdot v_{\text{imp}}^2] + Q_{\text{con}} = 0 \end{aligned} \quad (13)$$

方程(13)中, L_f , L_e , c_{pw} , c_{pice} , T_{imp} , T_{ba} , T_f , T_{rec} , v_{imp} 分别为冻结热、蒸发热、水的比定压热容、冰的

比定压热容、水滴撞击前温度、平衡温度、冰点温度、恢复温度、水滴撞击速度, h 为表面传热系数; A 为控制体表面积; Q_{con} 为防冰热,在热气防冰系统数值计算收敛之后,已知机翼表面温度,采用狄利克雷边界条件求解外流场获得。方程式(13)可根据约束条件 $f \in [0, 1]$ 进行求解。首先假设控制体处于冰、水共存状态,即 $T_{\text{ba}} = T_f$, 根据 f 的值可进行如下3种处理:

1) 如果 $0 < f < 1$, 说明假设 $T_{\text{ba}} = T_f$ 正确,此时控制体处于冰、水共存状态。

2) 如果 $f > 1$, 说明 $T_{\text{ba}} < T_f$, 此时控制体内的水全部冻结,令 $f = 1$, 通过求解原方程得到平衡温度 T_{ba} 。

3) 如果 $f < 0$, 说明 $T_{\text{ba}} > T_f$, 此时控制体内没有水冻结,令 $f = 0$, 通过求解原方程得到平衡温度 T_{ba} 。

在冰脊预测模型的求解过程中,机翼前缘部分由于防冰热持续作用,使得 $f = 0$, 因此所收集的水一部分蒸发,一部分以液态水形式向后溢流,在模型迭代求解过程中,当控制体出现 $f > 0$ 的情况时,表明有冰脊开始生成,根据控制体的冻结系数,可以计算出当前控制体的积冰质量 m_{ice} 、流出当前控制体的液态水质量 m_{flowout} 和当前控制体的积冰厚度

$$h_{\text{ice}} = \frac{m_{\text{ice}}}{\rho_{\text{ice}} A} \quad (14)$$

这样从驻点逐一推进,就可以得到机翼表面所有控制体的积冰厚度。冰脊形成的初始位置为模型迭代求解过程中出现 $f > 0$ 的控制体的当前位置,终止位置为出现 $m_{\text{flowout}} = 0$ 的控制体的当前位置。

1.5.4 三维积冰模型及溢流分配

三维质量平衡方程和热平衡方程的建立与二维类似,如图5所示,对于控制体 P , 考虑各种溢

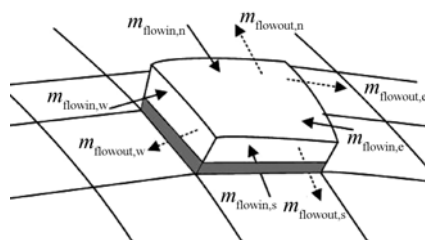


图5 三维控制体质量传递示意图

Fig. 5 Sketch of mass transfer on three-dimensional control volume

流情况后,质量、能量平衡方程变为

$$m_{\text{imp}} + \sum_i m_{\text{flowin},i} - \sum_i m_{\text{flowout},i} - m_{\text{ice}} - m_{\text{es}} = 0 \quad (15)$$

$$Q_f + Q_{\text{imp}} + Q_{\text{es}} + Q_{\text{ice}} + Q_{\text{cv}} + Q_{\text{kin}} + Q_{\text{ad}} + \sum_i Q_{\text{flowin},i} + Q_{\text{con}} + \sum_i Q_{\text{flowout},i} = 0 \quad (16)$$

式中下标 i 为 e, w, s, n, 分别代表以 P 点为格点的控制体的东、西、南、北 4 个面; Q_f 是单位时间内控制体由于积冰所释放的热量; Q_{imp} 是水滴撞击所对应的热量变化; Q_{es} 为单位时间内发生蒸发和升华所吸收的热量; Q_{ice} 是冻结形成的冰由冰点温度达到平衡温度所对应的热量变化; Q_{cv} 为气流与积冰表面对流换热量; Q_{kin} 为水滴撞击表面引起的撞击热量; Q_{ad} 为绝热升温项; Q_{flowin} 为上一控制体流入的液态水达到冰点温度所对应的热量变化; Q_{con} 是防、除冰设备产生的传导热; Q_{flowout} 是未冻结的液态水达到平衡温度所对应的热量变化。

对热力学过程做如下假设:进入到控制体的水先升温到冰点温度 T_f , 发生结冰现象, 然后未冻结的水和冰达到平衡温度 T_{ba} , 可得

$$\sum_i Q_{\text{flowin},i} = c_{pw} \cdot (T_{\text{flowin}} - T_f) \cdot \sum_i m_{\text{flowin},i} \quad (17)$$

$$\sum_i Q_{\text{flowout},i} = c_{pw} \cdot (T_f - T_{\text{ba}}) \cdot \sum_i m_{\text{flowout},i} \quad (18)$$

三维积冰模型的求解思路如下:

- 1) 首先假设各个控制体内溢流水质量为零。
- 2) 采用和二维模型中相同的算法, 从驻点开始迭代式(15)、式(16), 得到各个控制体的溢流水总质量 $\sum_i m_{\text{flowout},i}$ 。

3) 根据式(17)对溢流水进行分配, 并且对相邻控制体溢流质量进行赋值, 如 n 边的流出溢流水质量等于共用 n 边的另一控制体的流入溢流水质量。

- 4) 重复步骤 1)~步骤 3), 直到收敛。

由于控制体当地气流速度对溢流水的质量流量分配起决定性作用, 因此溢流水的分配按如下方法进行(以 n 边为例):

$$k_n = \mathbf{n}_n \cdot \mathbf{v}_p \quad (19)$$

其中 $\mathbf{n}_n$ 为边 n 的法向矢量, 和物面相切并规定指向控制体外为正; $\mathbf{v}_p$ 为控制体格心速度。

$$m_{\text{flowout},n} = \begin{cases} \sum_i m_{\text{flowout},i} \frac{k_n l_n}{\sum_i (k_i l_i)} & k_n > 0 \\ 0 & k_n \leq 0 \end{cases} \quad (20)$$

式中 l_n 为边 n 的长度。

1.6 积冰外形生成

认为机翼积冰沿积冰表面法向生长, 在得到积冰质量后, 根据式(14)求得积冰厚度 h_{ice} 。

如图 6 所示, O 为积冰表面中心, 坐标为 (x_0, y_0, z_0) , 由于机翼表面网格变形不大, 可以近似认为每个网格单元的 4 个节点在同一平面内, 其表面法向矢量为 $\mathbf{n} = n_1 \mathbf{i} + n_2 \mathbf{j} + n_3 \mathbf{k}$ 。假设积冰后表面中心坐标为 (x, y, z) , 则法线方向的方程为

$$\begin{cases} x = x_0 + n_1 t \\ y = y_0 + n_2 t \\ z = z_0 + n_3 t \end{cases} \quad (21)$$

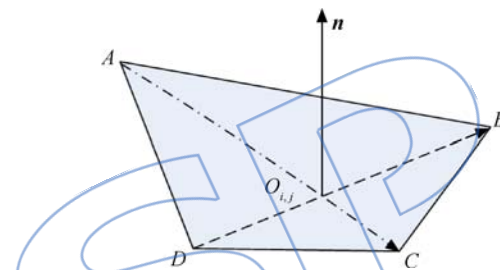


图 6 积冰表面网格单元

Fig. 6 Cell of meshes on ice accretion surface

积冰厚度

$$h_{\text{ice}} = \sqrt{(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 + (z - z_0)^2} = \sqrt{n_1^2 + n_2^2 + n_3^2} |t| \quad (22)$$

由于法向矢量为外法向量, 所以 t 取正值。求得 t 代入式(21), 即可得到新的积冰表面中心坐标, 进而得到积冰外形曲面。

得到积冰外形曲面后, 通过 Gridgen 生成新的积冰网格, 将此积冰后的网格进行新一轮计算, 得到新的冰形, 如此反复推进, 直到得到最终的冰型。

2 算例分析

计算模型为某公务机机翼防冰段中的一段, 如图 1 所示, 采用 ICEM 对计算域进行网格划分, 物面第 1 层网格高度为 $1 \mu\text{m}$, 计算结果表明物面 Y^+ 值均在 1 以内。为了更准确地捕捉机翼前缘水滴撞击特性以及结冰时水溢流的计算, 首先对机翼前缘网格做了加密处理, 网格数约 24 万, 如图 7 上所示; 其次, 考虑蒙皮热传导模拟的精确程度对计算结果有较大影响, 因此无论是沿厚度方向还是蒙皮表面都布置了较多的网格点, 网格数约 10 万, 如图 7 左下所示; 最后为了更加准确地模拟复杂防冰腔内流, 对防冰腔流场计算域的网格

同样进行了加密,网格数约40万,如图7右下所示.参考热气防冰系统相关文献[19-22],给出计算条件如表1所示,模拟在该大气条件下热气防冰系统开启时机翼的积冰现象,积冰时间为2000 s.

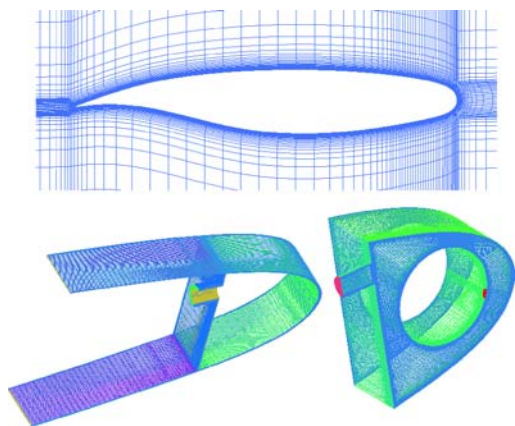


图7 计算域网格

Fig. 7 Mesh of calculated fields

表1 热气防冰系数计算参数

Table 1 Calculated parameters of hot air anti-icing system

参数	数值
外流场自由来流速度 $u_{\infty}/(\text{m/s})$	68
外流场自由来流压强 p_{∞}/Pa	101325
外流场自由来流温度 T_{∞}/K	263.15
来流攻角 $\alpha_0/(\circ)$	0
防冰腔入口质量流量 $m_r/(\text{kg/s})$	0.001
防冰腔压强 p_m/Pa	101325
防冰腔温度 T_m/K	350
引气管道温度 T_{wall}/K	402.5
等效水滴直径 μm	20
液态水质量浓度 (g/m^3)	1
积冰时间 t/s	2000
蒙皮密度 $\rho_{\text{hi}}/(\text{kg/m}^3)$	2787
蒙皮热导率 $\lambda_{\text{on}}/(\text{W}/(\text{m}\cdot\text{k}))$	164
蒙皮比焓 $h/(\text{J/kg})$	241060

在热气防冰系统的数值模拟过程中,监测了交接面若干位置温度随时间的变化历程做为迭代收敛的判断依据,取外流场与蒙皮交接面沿机翼前缘向后的3个位置的温度收敛曲线如图8所示.图9为液态水质量浓度与水滴运动轨迹示意图,水滴相对于空气分子惯性大,在空气流场中受气流作用运动轨迹发生一定偏离,但所受作用力

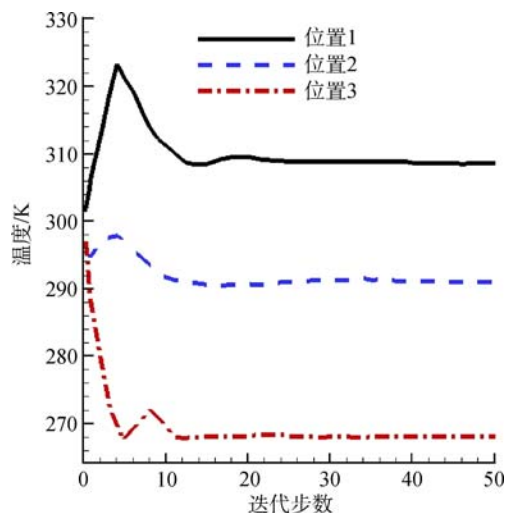


图8 交接面温度收敛曲线

Fig. 8 Convergence curves of interface temperature

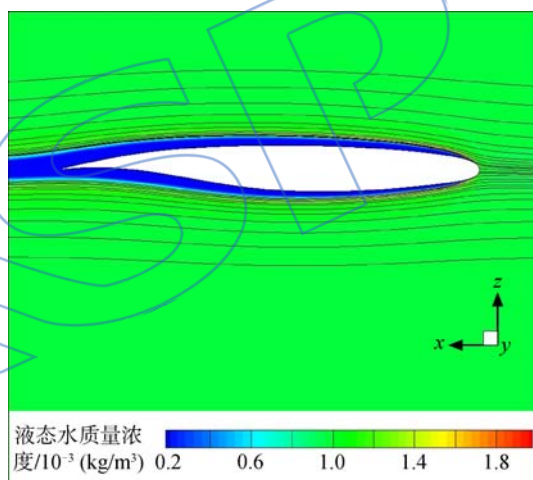


图9 液态水质量浓度及水滴运动轨迹

Fig. 9 Liquid water content and water drop track

不足以使所有水滴绕过机翼前缘,因此一部分水滴直接撞击在表面,沿表面法向速度大的地方收集系数大,如图10所示.图9中蓝色区域为水滴遮蔽区,由于计算水滴撞击特性时没有考虑水滴的破碎与飞溅效应,因此遮蔽区边界比较明显,遮蔽区里液态水质量浓度为零.图11为防冰腔空间流线图,图12为防冰腔某截面流线图.由于压气机引气管道与防冰腔的压差作用,管道内的高温气流以射流的形式喷入防冰腔,对不同飞机的热气防冰系统射流速度有差别,本文所模拟热气防冰系统的防冰腔气流已经超过当地声速,气流直接撞击在蒙皮内表面,再经过上下表面换热后从防冰腔出口流出,与蒙皮内表面完成热量传递,流动剧烈的地方换热强烈,热流密度大,如图13所示.从图11可以看出,由于射流的高速撞击和防

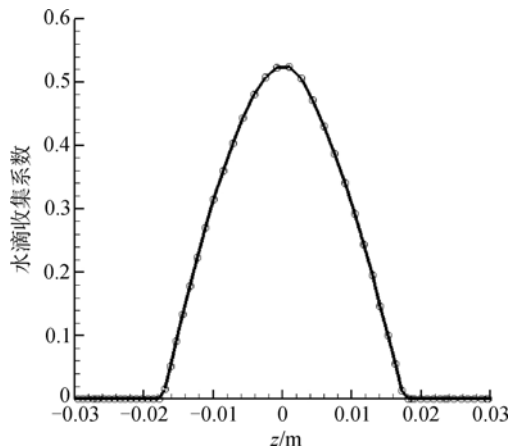


图 10 中间截面水滴收集系数

Fig. 10 Drop collection efficiency of mid section piston

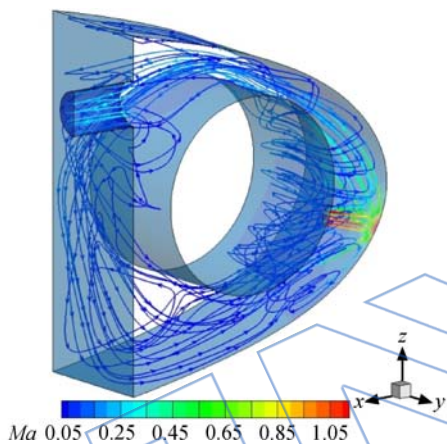


图 11 防冰腔空间流线图

Fig. 11 Streamlines of internal flow field

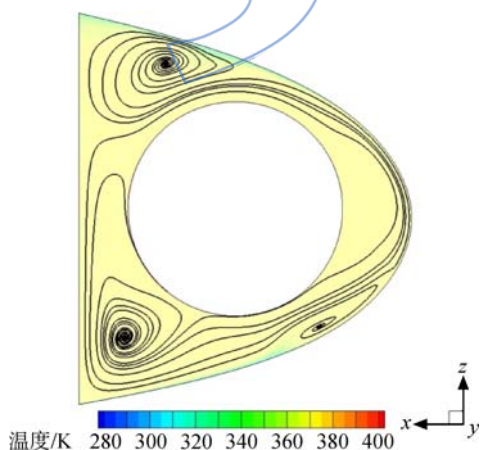


图 12 防冰腔某截面流线图

Fig. 12 Streamlines of a section piston of internal flow field

冰腔的复杂外形,腔内的流动十分复杂,尤其在射流入口区域,流线急剧弯曲,形成不同形状和大小的涡,再绕过引气管道从出口流出,腔内复杂的流

动在一定程度上提高了防冰气体的利用率.因此,为了提高热交换效率,在热气防冰系统设计时应当合理设计防冰腔内气流的流动形态,争取在更大程度上利用防冰气体携带的热量.

图 14 为热气防冰系统数值模拟收敛时机翼表面的温度分布示意图,显然,对应图 13,热流密度大的地方机翼表面温度高,在远离机翼前缘的上下表面附近,防冰腔内流动容易在此形成流动死水区(图 12),再加上气流在流动过程的换热降温,导致防冰气体对此区域的加热量较小,因此该表处机翼表面温度较低.图 15 为热气防冰系统开启的状态下,对机翼进行积冰预测的冰脊外形,总的积冰时间为 2000 s,结果显示机翼的上下表面均有冰脊生成.由图 14 可知,虽然热气防冰系统加热区机翼表面温度尚有低于 273.15 K 的区域(图 14 中远离前缘的机翼上下表面),但是溢流水的温度在该处还没有降至冰点,而是在气流的作用下继续向后流动,直到其温度降至冰点,才冻结

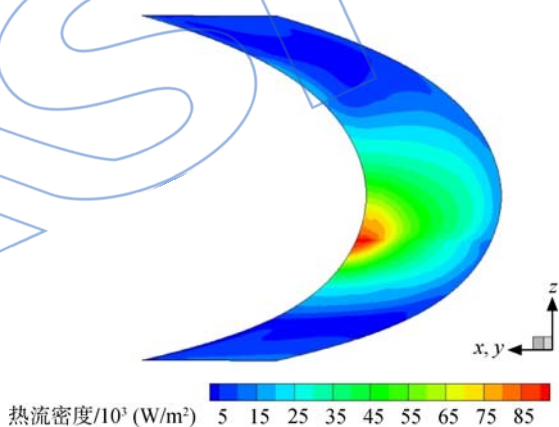


图 13 机翼表面热流密度

Fig. 13 Heat flux of wing surface

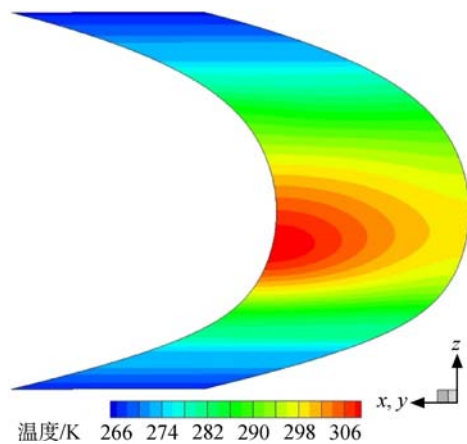


图 14 机翼表面温度分布

Fig. 14 Temperature distribution of wing surface

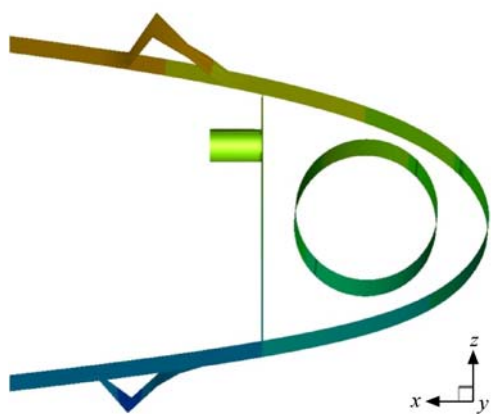


图15 冰脊形状

Fig. 15 Shape of ice ridge

并形成冰脊. 对于不完全蒸发防冰系统, 由于机翼前缘所收集的水滴不能被完全蒸发, 此时没有蒸发的那部分水附着在前缘表面, 在气流的作用下沿着表面向后流动, 并逐渐降温冻结. 可以推断, 使用不完全蒸发防冰系统的机翼或多或少会形成一定量的冰脊, 其冰脊的严重程度视飞机在该大气条件下的飞行时间而定. 适航条例一般根据飞机在某种恶劣积冰条件下, 持续飞行一段时间的积冰厚度来判断该飞机是否满足适航条例, 建议对于冰脊的处理, 也可以参照该条例来进行适航认证规定.

由于国内外鲜见冰脊预测的相关实验数据, 文中冰脊预测结果的精确程度无法得到验证. 本文着重建立一套热气防冰系统开启时的积冰预测数值模拟方法, 文中所使用的计算模型与计算条件均是参考相关文献综合给出, 旨在说明该方法的合理有效性.

3 结 论

本文将热气防冰系统与积冰预测的数值模拟方法紧密结合在一起, 开展了机翼冰脊的数值预测, 完成的工作与得到的结论主要有:

1) 简单介绍了热气防冰系统, 并基于流固耦合传热的思想建立了一套热气防冰系统的数值模拟方法, 对不完全蒸发防冰系统进行了数值计算, 模拟了防冰腔到外流场的热量传递过程.

2) 在外流场的基础上, 采用欧拉法对水滴撞击特性进行计算, 得到了机翼表面的水滴收集系数.

3) 建立了考虑三维效应的积冰热力学模型并给出了求解方法, 对热气防冰系统开启时的机

翼积冰现象进行了数值模拟, 实现了机翼冰脊的预测. 通过对计算结果的分析, 表明本文的数值模拟方法是合理的, 但由于国内外实验数据的缺乏, 文章方法的准确性需要进一步验证, 将在后续工作中开展.

4) 防冰腔内部流场十分复杂, 在设计过程中应该充分利用气体所携带的热量, 尽量避免流动死水区的形成, 保证加热区各个表面都能得到充分加热.

5) 本文采用数值方法预测了热气防冰系统开启时的机翼积冰, 将在接下来的工作中开展冰脊对飞机气动特性影响的研究.

参考文献:

- [1] Bragg M B. Aerodynamics of supercooled-large-droplet ice accretion and the effect on aircraft in flight icing[R]. DOT/FAA/AR-96/81, 1996.
- [2] 易贤. 飞机积冰的数值计算与积冰试验相似准则研究[D]. 四川 绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
YI Xian. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [3] Bragg M B. Aircraft aerodynamic effects due to large droplet ice accretions[R]. AIAA-96-0932, 1996.
- [4] Lee S, Bragg M B. Effects of simulated-spanwise ice shapes on airfoils: experimental investigation[R]. AIAA-99-0092, 1999.
- [5] 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.
- [6] Pellissier M, Habashi W G. Optimization via FENSAP-ICE of aircraft hot-air anti-icing systems[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(1): 265-276.
- [7] HUA Jun, KONG Fanmei, Liu H H T. Unsteady thermodynamic computational fluid dynamics simulation of aircraft wing anti-icing operation[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(4): 1113-1117.
- [8] 卜雪琴, 郁嘉, 林贵平. 一种热气防冰系统的数值仿真[J]. 计算机仿真, 2010, 27(9): 40-43.
BU Xueqin, YU Jia, LIN Guiping. Numerical simulation of an airfoil hot-air anti-icing system[J]. Computer Simulation, 2010, 27(9): 40-43. (in Chinese)
- [9] Hannat R, Morency F. Numerical validation of CHT3D/CFX in anti-/de-icing piccolo system[R]. AIAA-2012-2678, 2012.
- [10] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
- [11] Petrosino F, Mingione G, Carozza A. Ice accretion model on multi-element airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48(6): 1913-1920.
- [12] 张大林, 陈维健. 飞机机翼表面霜状冰结冰过程的数值模

- 拟[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 137-141.
- ZHANG Dalin, CHEN Weijian. Numerical simulation of rime ice accretion process on airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 137-141. (in Chinese)
- [13] Fortin G, Ilinca A, Laforte J L, et al. Prediction of 2D ice accretion by bisection method and by rivulets and beads modeling[R]. AIAA-2003-1076, 2003.
- [14] Messinger B L. Equilibrium temperature of an unheated icing surface as a function of airspeed[J]. Journal of the Aeronautical Science, 1953, 20(1): 29-42.
- [15] 常士楠, 苏心明, 邱义芬. 三维机翼结冰模拟[J]. 航空学报, 2011, 32(2): 212-222.
- CHANG Shinan, SU Xinming, QIU Yifen. Ice accretion simulation on three dimensional wings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(2): 212-222. (in Chinese)
- [16] 陈科, 曹义华, 安克文, 等. 复杂结冰翼型气动性能分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 986-990.
- CHEN Ke, CAO Yihua, AN Kewen, et al. Analysis on aerodynamic performance of complex iced airfoils[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 986-990. (in Chinese)
- [17] 易贤, 桂业伟, 朱国林. 飞机三维结冰模型及其数值求解方法[J]. 航空学报, 2010, 31(11): 2152-2158.
- YI Xian, GUI Yewei, ZHU Guolin. Numerical method of a three-dimensional ice accretion model of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(11): 2152-2158. (in Chinese)
- [18] 张强. 飞行器机翼积冰的数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2009.
- ZHANG Qiang. Numerical simulation of ice accretions on aircraft wings[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautic and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [19] Saeed F, Paraschivoiu I. Optimization of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA-2003-733, 2003.
- [20] Planquart P, Vanden B G, Buchlin J M. Experimental and numerical optimization of a wing leading edge hot air anti-icing system[R]. AIAA-2005-1277, 2005.
- [21] Papadakis M, Wong S H, Yeong H W, et al. Icing tunnel experiments with a hot air anti-icing system[R]. AIAA-2008-444, 2008.
- [22] Santos L C, Domingos R H, Maria R B, et al. Sensitivity analysis of a bleed air anti-ice thermal model to geometrical and operational parameters[R]. AIAA-2008-0445, 2008.