

# 液态水含量对防冰表面水膜流动换热的影响

郑梅, 朱剑鋈, 董威

(上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240)

**摘要:** 为了研究液态水含量对防冰表面水膜流动换热的影响, 基于机翼防冰表面水膜及空气相互作用机理, 并考虑水膜表面传热传质过程, 建立了水膜与空气的流动换热模型, 得到溢流水膜及空气边界层流动换热的积分控制方程, 通过对比文献试验结果验证了模型的准确性。在此基础上, 比较了不同液态水含量条件下防冰表面水膜厚度及主要热流量的分布情况。结果表明: 液态水含量对水膜沿表面厚度分布有明显影响, 而对换热过程中各项热流的影响主要集中在水滴撞击区域, 加热热流与散热热流随液态水含量的增加呈现相反的变化趋势。

**关键词:** 水膜; 防冰; 流动换热; 液态水含量; 飞机

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2016.01.012

## Influence of Liquid Water Content on Flow and Heat Transfer of Water Film on Anti-Icing Surfaces

ZHENG Mei, ZHU Jian-jun, DONG Wei

(School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** In order to study the effect of liquid water content on flow and heat transfer of water film on anti-icing surface, a mathematical model was developed based on the interaction mechanism of the water film and air boundary layer and considering the mass and heat transfer of the water film. Governing equations of water film and air flow in the model were both in integral form. The validation of the model was carried out by the comparison between the computation of the model and the measurement data from the reference. On this basis, the film thickness and main heat flux distribution on the anti-icing surface under different liquid water contents were compared. Results show that the thickness distribution of the water film is affected obviously by liquid water content while the influence for the heat transfer mainly concentrates on the droplets impingement region. In addition, the opposite trend can be observed in the distributions of the heating heat fluxes and heat losses with liquid water content increasing.

**Key words:** water film; anti-icing; flow and heat transfer; liquid water content; aircraft

## 0 引言

结冰是影响飞行安全的一大隐患。当飞机穿越由亚稳态过冷水滴组成的云团时, 部件迎风表面就容易结冰<sup>[1]</sup>。气动面结冰会破坏飞机的气动外形, 影响其稳定性和操纵性; 发动机进口部件结冰会改变发动机进气条件, 造成进气畸变和推力减小; 近些年来, 甚至还发生过由于结冰而直接引发的坠机事故<sup>[2-3]</sup>。

热气防冰系统是目前用于防止飞机结冰而使用最为广泛且技术最为成熟的装置。该系统从发动机压

气机中引出带有一定压力的热空气, 对防冰部件表面进行加热, 使得撞击表面的过冷水滴受热蒸发, 从而避免结冰<sup>[4]</sup>。热气防冰系统能够处于 2 种工作状态, 完全蒸发系统能够完全蒸发部件表面的撞击水, 而不完全蒸发系统则允许部件表面溢流水存在<sup>[5]</sup>。对于不完全蒸发热气防冰系统, 冷水滴撞击防冰表面后, 未完全蒸发的液态水在气动力作用下沿表面向后流动, 形成溢流水。溢流水膜的流动形态将直接决定可能的结冰区域和所需的防冰区域, 同时对防冰部件所需的防冰热流分布造成直接影响。因此, 国内外对此开展了

收稿日期: 2014-11-19 基金项目: 国家自然科学基金(51076103、11272212)、国家重点基础研究发展计划(2015CB755800)资助

作者简介: 郑梅(1991), 女, 在读博士研究生, 研究方向为飞机防冰; E-mail: may-zheng@sjtu.edu.cn。

引用格式: 郑梅, 朱剑鋈, 董威. 液态水含量对防冰表面水膜流动换热的影响[J]. 航空发动机, 2016, 42(1): 59-64. ZHENG Mei ZHU Jianjun DONG Wei. Influence of liquid water content on flow and heat transfer of water film on anti-icing surfaces[J]. Aeroengine, 2016, 42(1): 59-64.

许多研究<sup>[6-11]</sup>。Messinger 模型<sup>[12]</sup>是结冰与防冰表面流动换热分析中最为经典的热平衡模型。结合质量守恒和能量守恒定律,模型可以求解稳态情况下表面的温度分布。此后,形成功能相对完善的结冰计算软件,如:LEWICE<sup>[13]</sup>、ANTICE<sup>[14]</sup>、ONERA<sup>[15]</sup>、CANICE<sup>[16]</sup>和 FENSAP-ICE<sup>[17]</sup>等。很明显,表面水膜的流动形态对防冰表面的流动换热过程影响很大,但现有的研究工作大多围绕结冰表面展开,而对防冰表面溢流水膜流动形态及厚度分布的预测较少。

本文主要关注水膜在防冰表面的流动问题。建立了防冰表面水膜流动换热的数学模型,并获得了水膜沿防冰表面流向的厚度以及换热过程中各项热流的分布情况,以及不同液态水含量对防冰表面流动换热的影响。

## 1 水膜流动的物理描述

防冰部件表面的水膜流动现象是伴随水滴撞击产生的。过冷水滴到达防冰部件表面,会在部件表面铺展形成1层水膜。由于受到防冰系统的加热,一部分水会在流动过程中蒸发,而剩余部分会在气动力的作用下沿部件表面向后流动形成溢流水。相关研究表明,在实际飞行过程中部件表面形成的水膜是非常薄的,且在流动过程中其厚度随着蒸发等作用不断变化。

2维翼型表面水膜流动如图1所示。在水膜流动过程中存在质量、动量及能量的交换。从图中可见,其前方流入的水膜质量与撞击质量都会导致控制体内水膜质量的增大,而水膜的蒸发又导致控制体质量的减小。水膜沿表面的流动受空气剪切应力和压力差驱动,并和壁面黏滞力共同对水膜沿壁面法向速度分布产生影响。此外,水膜还受到部件表面加热和空气对流换热的作用,使其温度分布改变。为了描述这些物理过程,将控制体积分水膜层和空气层,分别

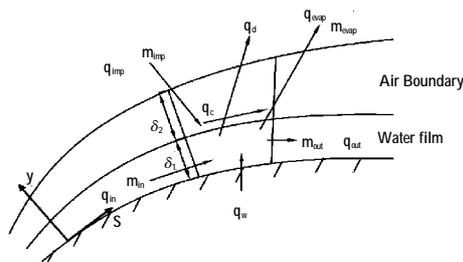


图1 防冰机翼表面水膜流动

建立相应的控制方程,并给出对应的边界条件。

## 2 数学模型

在翼型表面建立曲线坐标系(图1),沿表面流向为s轴,法向方向为y轴。分别取翼型防冰表面上方水膜和空气边界层的控制体积为研究对象。 $\delta_1$ 为水膜厚度, $\delta_2$ 为空气边界层厚度。控制体积沿s方向长度取为ds,展向方向取单位宽度。为了便于数学描述,采用如下假设:

(1)空气边界层和水膜流动均为2维不可压缩层流且为定常层流流动。

(2)由于水膜非常薄,同时空气中液态水含量很小,因此仅考虑空气对水膜的单向耦合作用,同时由于水膜重力相对于空气剪切力十分小,因此忽略重力影响,仅考虑空气剪切应力与压力差对水膜流动的驱动效应。

(3)仅考虑防冰系统运行足够长时间后表面水膜的流动情况,即稳态情况下的水膜流动问题,且不考虑防冰失败形成积冰的情况。

(4)控制方程中的所有物性参数均为常数。

### 2.1 水膜流动控制方程

#### 2.1.1 连续性方程

取控制体积内的水膜为研究对象,进入控制体的质量包括前一控制体溢流到当前控制体的质量 $\dot{m}_{in}$ 和由于水滴碰撞进入控制体的质量 $\dot{m}_{imp}$ 。流出控制体的质量包括当前控制体溢流到下一控制体的质量 $\dot{m}_{out}$ 和控制体表面由于蒸发损失的质量 $\dot{m}_{evap}$ 。根据质量守恒原理,水膜流动的连续性方程应满足

$$\dot{m}_{in} + \dot{m}_{imp} = \dot{m}_{out} + \dot{m}_{evap} \quad (1)$$

控制体内撞击水量 $\dot{m}_{imp}$ 为

$$\dot{m}_{imp} = L_{WC} \cdot \beta \cdot u_{\infty} \cdot ds \quad (2)$$

式中: $L_{WC}$ 为液态水含量; $\beta$ 为局部水收集系数; $u_{\infty}$ 为无限远处的来流速度。

控制体内的蒸发水量 $\dot{m}_{evap}$ <sup>[2]</sup>为

$$\dot{m}_{evap} = \frac{0.622 h_c}{C_{p,air}} \left( \frac{P_{v,w} - P_{v,e}}{P_e - P_{v,w}} \right) \cdot ds \quad (3)$$

式中: $h_c$ 为对流换热系数; $C_{p,air}$ 为空气定压比热容; $P_{v,w}$ 为溢流水表面饱和蒸汽压; $P_{v,e}$ 为自由来流边界层饱和蒸汽压。

在一定条件下,饱和蒸汽压可以表示为关于温度的函数<sup>[6]</sup>

$$P_v(T)=2337 \cdot e^{6789\left(\frac{1}{293.15}-\frac{1}{T}\right)-5.031\ln\left(\frac{T}{293.15}\right)} \quad (4)$$

考虑水膜沿  $y$  方向的速度分布,控制体积进、出口的质量流量为

$$\dot{m}_{in}=\int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water} dy \quad (5)$$

$$\dot{m}_{out}=\int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water} dy + \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water} dy \right) ds \quad (6)$$

因此,水膜的连续性方程可以简化为

$$L_{WC} \cdot \beta \cdot u_{\infty} - \frac{0.622h_c}{C_{p,air}} \left( \frac{P_{v,w}-P_{v,e}}{P_e-P_{v,w}} \right) = \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water} dy \right) \quad (7)$$

### 2.1.2 动量方程

防冰部件表面的水膜在流动方向上主要受到空气剪切应力、沿流动方向的压力差以及壁面黏滞力的作用。水膜沿表面流动方向受到的合力  $F_{s-water}$ <sup>[18]</sup>为

$$F_{s-water} = p\delta_1 - \left( p + \frac{\partial p}{\partial s} ds \right) (\delta_1 + d\delta_1) + \left( p + \varepsilon \frac{\partial p}{\partial s} ds \right) d\delta_1 - \tau_0 ds + \tau_{air} ds \quad (8)$$

式中: $p$ 为机翼表面静压力; $\varepsilon$ 为压力梯度增量系数,为极小值; $\tau_0$ 为壁面黏滞应力; $\tau_{air}$ 为气-液界面空气对水膜的剪切应力,由 $\tau=\mu(du/dy)$ 确定。将上式展开整理后并忽略2阶小量可得

$$F_{s-water} = \left( -\delta_1 \cdot \frac{\partial p}{\partial s} - \tau_0 + \tau_{air} \right) ds \quad (9)$$

考虑控制体积各表面的动量通量。由此,总的动量通量为

$$\dot{M}_{water} = \dot{m}_{evap} u_{\delta_1} - \dot{m}_{imp} u_{\infty,s} - \int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water}^2 dy + \left( \int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water}^2 dy + \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water}^2 dy \right) ds \right) \quad (10)$$

式中: $u_{\infty,s}$ 为水滴撞击表面时沿  $s$  方向的速度。

由动量定理可知,对于控制体积,动量变化率和储存动量增量之和等于作用于控制体积上的合力<sup>[19]</sup>。运用定常流动的假设,水膜控制体积的动量方程为

$$\left( -\delta_1 \cdot \frac{\partial p}{\partial s} - \tau_0 + \tau_{air} \right) ds = \dot{m}_{evap} u_{\delta_1} - \dot{m}_{imp} u_{\infty} + \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water}^2 dy \right) ds \quad (11)$$

式中: $u_{\delta_1}$ 为气-液界面水膜速度。

对于不可压缩层流,速度分布可以用1个多项式表示,由边界条件可以确定其各项系数。对于水膜流动,由于其厚度较薄,可以假设边界层速度为2次多项式分布。在沿流向方向的某一给定位置,水膜边界层速度分布是关于  $y$  的抛物线函数。运用壁面无滑移假设,以及水膜在气-液界面处的边界条件,水膜内速度分布为

$$u_{water} = \left( \frac{2u_{\delta_1}}{\delta_1} - \frac{\tau_{air}}{\mu_{water}} \right) y + \left( \frac{\tau_{air}}{\delta_1 \cdot \mu_{water}} - \frac{u_{\delta_1}}{\delta_1^2} \right) y^2 \quad (12)$$

其中: $u_{\delta_1}$ 、 $\delta_1$ 、 $\tau_{air}$ 均为关于  $s$  的函数。

### 2.1.3 能量方程

从图1中可见,进入控制体积的能量包括水滴撞击防冰表面带入的动能  $Q_{imp}$ 、水膜由前一控制体积流入当前控制体积带入的能量  $Q_{in}$  和由防冰表面导入的能量  $Q_w$ 。离开控制体积的能量包括流出当前控制体积带走的能量  $Q_{out}$ 、由于蒸发损失的能量  $Q_{evap}$ 、控制体积表面与空气对流换热损失的能量  $Q_c$  和加热碰撞水滴损失的能量  $Q_d$ 。根据热力学第1定律,水膜控制体积的能量方程为

$$Q_{imp} + Q_{in} + Q_w = Q_{out} + Q_{evap} + Q_c + Q_d \quad (13)$$

考虑换热面积  $1 \cdot ds$ ,单位面积控制体积进、出口热流密度之差为

$$\dot{q}_{out} - \dot{q}_{in} = \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_0^{\delta_1} \rho_{water} u_{water} C_{p,water} (T_{water} - T_{\infty}) dy \right) \quad (14)$$

式中: $C_{p,water}$ 为液态水的定压比热容; $T_{water}$ 为水膜内的温度分布; $T_{\infty}$ 为自由来流温度。

单位面积各项热流密度为

$$\dot{q}_{imp} = \frac{1}{2} (L_{WC} \cdot \beta \cdot u_{\infty})^2 u_{\infty}^2 \quad (15)$$

$$\dot{q}_w = -\lambda_{water} \frac{\partial T_{water}}{\partial Y} \Big|_{y=0} \quad (16)$$

$$\dot{q}_{evap} = \frac{0.622h_c}{C_{p,air}} \left( \frac{P_{v,w}-P_{v,e}}{P_e-P_{v,w}} \right) \cdot L_e \quad (17)$$

$$\dot{q}_c = h_c (T_{w-s} - T_{\infty}) \quad (18)$$

$$\dot{q}_d = (L_{WC} \cdot \beta \cdot u_{\infty}) C_{p,water} (T_{w-s} - T_d) \quad (19)$$

由于水膜厚度较薄,其边界层内的温度分布可以假设为线性分布,代入边界条件求解后可以表示为

$$T_{water} = T_{wall} + \frac{T_{w-s} - T_{wall}}{\delta_1} y \quad (20)$$

由此,水膜的能量积分方程可以简化为

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_0^{\delta_1} \rho_{\text{water}} u_{\text{water}} C_{p,\text{water}} (T_{\text{water}} - T_{\infty}) dy \right) = \\ -\lambda_{\text{water}} \frac{T_{w-s} - T_{\text{wall}}}{\delta_1} + \frac{1}{2} (L_{\text{WC}} \cdot \beta \cdot u_{\infty}) u_{\infty}^2 - \\ h_c (T_{w-s} - T_{\infty}) - \frac{0.622 h_c}{C_{p,\text{air}}} \left( \frac{P_{v,w} - P_{v,e}}{P_e - P_{v,w}} \right) \cdot L_e \\ - (L_{\text{WC}} \cdot \beta \cdot u_{\infty}) C_{p,\text{water}} (T_{\text{water}} - T_d) \end{aligned} \quad (21)$$

式中:  $\lambda_{\text{water}}$  为液态水的导热系数;  $L_e$  为液态水的蒸发潜热;  $T_{w-s}$  为气-液界面水膜表面温度;  $T_d$  为碰撞水滴的温度, 可以视为与来流温度相等。

## 2.2 空气边界层流动控制方程

取空气边界层的控制体积为研究对象, 与水膜控制体积的分析方法相类似, 在  $s$  方向上, 空气控制体积的总动量通量为

$$\dot{M}_{s-\text{air}} = \dot{m}_{\text{air}} u_e = -u_e \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_{\delta_1}^{\delta_1+\delta_2} \rho_{\text{air}} u_{\text{air}} dy \right) ds \quad (22)$$

其中:  $u_e$  为空气边界层靠近主流位置的速度;  $\rho_{\text{air}}$  为自由来流空气密度;  $u_{\text{air}}$  为空气边界层的速度分布。

沿  $s$  方向, 空气控制体积所受合力为

$$\begin{aligned} F_{s-\text{air}} = p \delta_2 - \left( p + \frac{\partial p}{\partial s} ds \right) (\delta_2 + d\delta_2) + \\ \left( p + \varepsilon \frac{\partial p}{\partial s} ds \right) d\delta_2 - \tau'_{\text{air}} ds \end{aligned} \quad (23)$$

其中:  $\tau'_{\text{air}}$  为气-液界面水膜对空气的黏滞力, 与  $\tau_{\text{air}}$  互为作用力和反作用力。简化可得

$$F_{s-\text{air}} = - \left( \delta_2 \frac{\partial p}{\partial s} + \tau'_{\text{air}} \right) ds \quad (24)$$

根据动量定理可以写出完整的动量积分方程, 并简化可得

$$\begin{aligned} \tau'_{\text{air}} + \delta_2 \frac{\partial p}{\partial s} = u_e \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_{\delta_1}^{\delta_1+\delta_2} \rho_{\text{air}} u_{\text{air}} dy \right) - \\ \frac{\partial}{\partial s} \left( \int_{\delta_1}^{\delta_1+\delta_2} \rho_{\text{air}} u_{\text{air}}^2 dy \right) \end{aligned} \quad (25)$$

同样假设空气边界层速度为 1 个 2 次多项式分布, 代入边界条件后可求得

$$\begin{aligned} u_{\text{air}} = u_e - \frac{u_e - u_{\delta_1}}{\delta_2^2} (\delta_1 + \delta_2)^2 + \\ 2 \frac{u_e - u_{\delta_1}}{\delta_2^2} (\delta_1 + \delta_2) y - \frac{u_e - u_{\delta_1}}{\delta_2^2} y^2 \end{aligned} \quad (26)$$

气-液界面黏滞力由边界层速度梯度决定

$$\tau'_{\text{air}} = -\mu_{\text{air}} \frac{du_{\text{air}}}{dy} \Big|_{y=\delta_1} \quad (27)$$

## 3 求解过程

表面水膜的流动需要通过求解水滴撞击特性以获得水滴撞击量, 而空气流场求解是获得水滴撞击特性的前提。2 维翼型的外流场数据通过商业软件 ANSYS Fluent 获得, 而局部水收集系数采用欧拉法, 基于 Fluent 用户自定义标量方程求解。

水膜流动控制方程采

用 Matlab 编程求解。在每 1 个迭代步中, 依次求解空气边界层动量方程、水膜连续性方程、动量方程和能量方程。在每 1 迭代步结束时将求解得到的水膜厚度、空气边界层厚度、水膜上表面温度和厚度与迭代开始前的值进行对比, 以判定迭代是否收敛。若迭代收敛则输出计算结果, 反之则将计算结果作为迭代初始值进行新一轮迭代直至收敛。整个计算过程如图 2 所示。

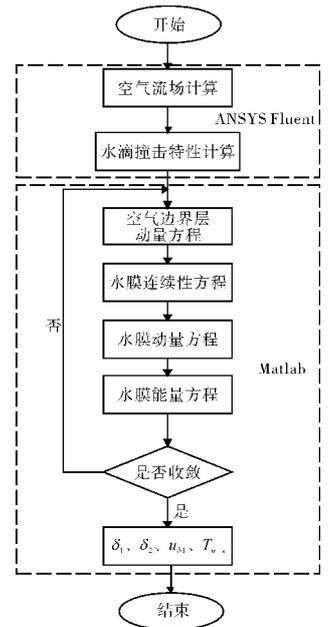


图 2 计算流程

## 4 算例验证

采用文献[20]中的试验作为算例, 对建立的 2 维水膜流动换热模型进行验证。文献[20]中给出了利用 DIP 技术获得的 NACA 0012 翼型表面液态水的流动形态和水膜厚度。因此, 2 维模型的有效性主要通过对比文献中稳态情况下的连续水膜厚度测量结果来验证。

对比试验中的模型为截面 NACA 0012 翼型, 其弦长为 0.101 m, 攻角为 0°, 试验均在室温条件下进行。试验过程中液态水含量 ( $L_{\text{WC}}$ ) 以及平均水滴直径 ( $D_{\text{MW}}$ ) 等参数见表 1。

表 1 模型计算状态参数

$u_{\infty}/$ (m/s)	$T_{\infty}/$ °C	$L_{\text{WC}}/$ (g/m <sup>3</sup> )	$D_{\text{MW}}/$ μm
25	20	10	20

在进行水膜流动计算前, 先采用 ANSYS Flu-ent 14.5 软件计算翼型表面空气流场并迭代至收敛; 在此基础上, 再采用欧拉法<sup>[21]</sup>计算水滴撞击特性并获得翼型表面的局部水收集系数。翼型表面的局部水收集系

数分布如图 3 所示。

在获得空气流场及水滴撞击特性计算结果的基础上,求解 2 维水膜流动换热模型,可得到水膜在翼型表面各位置处的厚度分布。

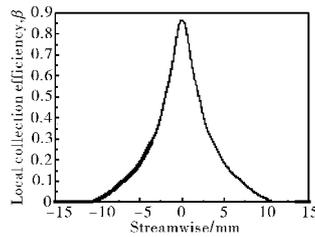


图 3 局部水收集系数分布

翼型表面水膜厚度的计算结果与文献中试验测量结果的对比如图 4 所示。从图中可见,当表面液态水以稳态连续水膜形式存在时,即水膜未破裂之前,本文模型的计算结果与试验结果在总体趋势上吻合良好,水膜厚度均沿表面流向不断增加,仅在驻点区域附近计算结果与试验结果有所偏差。但从整体趋势和水膜厚度的数量级的吻合度方面而言,提出的 2 维水膜流动换热模型在一定程度上能较为准确地反映翼型表面的水膜流动情况。

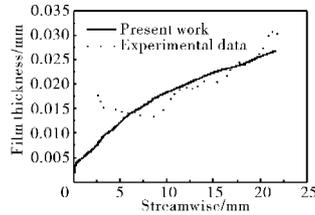


图 4 水膜厚度分布

### 5 液态水含量对水膜流动换热的影响

在不同气象参数条件下,防冰部件表面的水膜流动会呈现不同的特性,从而影响表面换热过程。液态水含量作为主要的气象参数之一,对防冰表面水膜流动换热过程会产生影响。

不同液态水含量下算例的计算状态参数见表 2。

表 2 不同液态水含量下的计算状态参数

参数	状态点			
	1	2	3	4
防冰表面温度 $T_{wall}/^{\circ}\text{C}$	10	10	10	10
自由来流速度 $u_{\infty}/(\text{m/s})$	44.4	44.4	44.4	44.4
总温 $T_{\infty}/^{\circ}\text{C}$	-5	-5	-5	-5
液态水含量 $L_{wc}/(\text{g/m}^3)$	0.5	1.0	1.5	2.0
平均水滴直径 $D_{wv}/\mu\text{m}$	20	20	20	20

#### 5.1 水膜厚度分布

不同液态水含量条件下水膜厚度沿翼型表面的分布如图 5 所示。从图中可见,机翼表面水膜厚度的数量级均在微米级,沿翼型表面的分布呈现先增

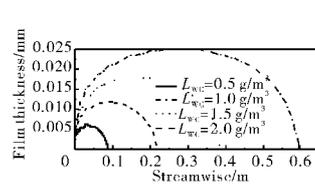


图 5 不同液态水含量下水膜厚度的分布

后减的趋势。在水滴撞击区域,部件表面水膜质量的改变主要受到撞击与蒸发的综合作用。由于在驻点附近撞击质量相比蒸发质量要大得多,因此水膜沿表面向后流动过程中先不断变厚;当水膜经过一定流动后,其蒸发质量会超过撞击量,此时表面水膜达到最大厚度,此后水膜的厚度会在流动过程中不断减小,直至被完全蒸发。随着液态水含量的增加,水膜沿翼型表面的铺展区域及最大厚度均有所增加。由于液态水含量的增加会使翼型表面水滴撞击质量增加,不同液态水含量条件下机翼表面水滴撞击质量的分布如图 6 所示;而在相同防冰状态下由于水膜厚度很薄,水膜表面与气流温差几乎保持不变,使表面液态水蒸发量近似相等。因此,根据水膜质量守恒方程可知,表面溢流水增加,即表现为水膜厚度增加。

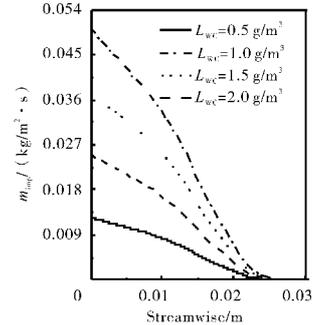


图 6 不同液态水含量下机翼表面水滴撞击质量的分布

#### 5.2 主要热流项分布

不同液态水含量下水膜换热过程中主要热流项的分布情况如图 7-9 所示。从各图的局部放大图中均可见,液态水含量对于水膜流动过程中换热热流的影响主要集中在翼型表面的水滴撞击区域。从图 7 中可见,机翼壁面导热热流随液态水含量的增加而增加。而从图 8、9 中可见,随着液态水含量的增加,在水滴撞击区域内,水膜表面由于蒸发和对流换热作用所损失的热量反而略有减小。

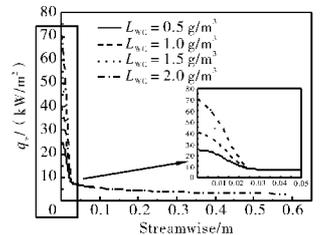


图 7 不同液态水含量下机翼表面导热热流的分布

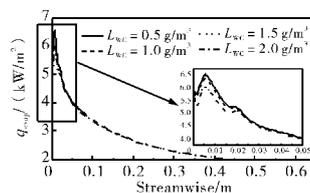


图 8 不同液态水含量下水膜表面蒸发散热热流的分布

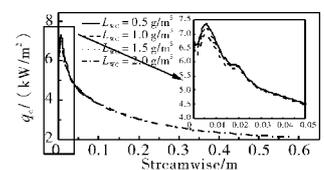


图 9 不同液态水含量下水膜表面对流换热热流的分布

因此,由水膜能量平衡方程可知,当液态水含量增加时,即使热损失有所减少,但壁面导热热流仍有所增加。

## 6 结论

以防冰表面水膜的流动换热作为研究对象,基于水膜及空气的相互作用机理,建立了水膜流动的连续性方程、动量方程和能量方程以及空气边界层动量方程。通过对文献算例的求解,本文模型的有效性得到验证。通过改变算例的液态水含量,研究了液态水含量对表面水膜厚度及各项热流分布的影响。主要结论如下:

(1)在驻点附近的水滴撞击区域,水滴撞击质量对水膜厚度影响较大;到达撞击极限后,水膜表面蒸发作用开始占主导地位,由此,水膜厚度沿机翼表面的分布呈现先增后减的趋势;

(2)液态水含量的增加使得表面撞击区域内的收集水量增加,表现为水膜在表面的铺展面积及最大厚度均随之增加;

(3)液态水含量对壁面导热热流、蒸发及对流换热作用产生的热损失的影响主要集中在水滴撞击区域,且加热热流和散热热流随液态水含量的增加呈现相反的变化趋势。

### 参考文献:

- [1] Melody J W. In-flight characterization of aircraft icing[D]. Illinois: University of Illinois at Urbana-Champaign, 2004.
- [2] 裘燮纲,韩风华. 飞机防冰系统[M]. 北京:航空工业出版社, 1985: 44-58.  
QIU Xiegang, HAN Fenghua. Aircraft anti-icing system [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1985: 44-58. (in Chinese)
- [3] Addy H E. Ice accretions and icing effects for modern airfoils [R]. NASA-TP-2000-210031.
- [4] 常士楠. 大型飞机的防/除冰问题 [C] // 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会学术年会. 北京:中国航空学会, 2007: 1-7.  
CHANG Shinan. Large aircraft anti-icing and deicing[C] // China Aviation Association Annual Meeting. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2007: 1-7. (in Chinese)
- [5] 周莉,徐浩军,龚胜科,等. 飞机结冰特性及防除冰技术研究[J]. 中国安全科学学报, 2010, 20(6): 105-110.  
ZHOU Li, XU Haojun, GONG Shengke, et al. Research of aircraft icing characteristics and antiicing and deicing technology [J]. China Safety Science Journal, 2010, 20(6): 105-110. (in Chinese)
- [6] Silva G A L, Silveiras O M, Zerbini G J. Numerical simulation of airfoil thermal anti-ice operation, part 1: mathematical modelling [J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 627-633.
- [7] Silva G A L, Silveiras O M, Zerbini G J. Numerical simulation of airfoil thermal anti-ice operation, part 2: implementation and results[J]. Journal of Aircraft, 2007, 44(2): 634-641.
- [8] Al-Khalil K M. Numerical simulation of an aircraft anti-icing system incorporating a rivulet model for the runback water [D]. Toledo: The University of Toledo, 1991.
- [9] 朱剑鋈,董葳. 防冰部件表面流动换热与温度计算分析 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 15-18.  
ZHU Jianjun, DONG Wei. Heat transfer analysis and temperature prediction of the anti-icing airfoil surface[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1): 15-18. (in Chinese)
- [10] 易贤,朱国林. 考虑传质传热效应的翼型积冰计算 [J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 490-493.  
YI Xian, ZHU Guolin. Computation of glaze ice accretion on airfoil[J]. ACTA Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4): 490-493. (in Chinese)
- [11] Zheng M, Dong W, Lei G L, et al. Study of the flow and heat transfer of water film on hot air anti-icing airfoil surface[R]. IHTC15-8671.
- [12] Messenger 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.
- [13] Wright W B, Al-Khalil K M, Miller D R. Validation of NASA thermal ice protection computer codes, part 2-the validation of LEWICE/thermal[R]. AIAA-97-0050.
- [14] Al-Khalil K M, Wright W B, Miller D R. Validation of NASA thermal ice protection computer codes, part 3-the validation of ANTICE [R]. AIAA-97-0051.
- [15] Hedde T, Guffond D. ONERA three-dimensional icing model [J]. AIAA Journal, 1995, 33(6): 1038-1045.
- [16] Morency F, Brahim M, Tezok F, et al. Hot air anti-icing system modelization in the ice prediction code CANICE[R]. AIAA-98-0192.
- [17] Honsek R, Habashi W G. FENSAP-ICE: eulerian modeling of droplet impingement in the SLD regime of aircraft icing[R]. AIAA-2006-465.
- [18] Hughes W F, Brighton J A. Schanm's outline of theory and problems of fluid dynamics[M]. New York: McGraw-Hill, 1967: 80-102.
- [19] Kays W M, Crawford M E, Weigand B. Convective heat and mass transfer[M]. New York: McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering, 2005: 427-452.
- [20] Zhang K, Johnson B, Rothmayer A P, et al. An experimental investigation on wind-driven rivulet/film flows over a NACA0012 airfoil by using digital image projection technique[R]. AIAA-2014-0741.
- [21] Dong W, Zhu J J, Chen Y, et al. Numerical analysis of oil anti-icing system performance of turboshaft engine inlet strut [R]. ASME 2014-GT-26564.

(编辑:张宝玲)