

文章编号: 1000-8055(2012)11-2401-07

飞机水平尾翼水滴撞击特性及防冰热载荷计算

赵 勇^{1,2}, 杨新亮³

- (1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081;
2. 中国航空工业集团公司 机电系统有限公司, 北京 100028;
3. 中国飞行试验研究院 航空电子与机载设备飞行试验技术研究所, 西安 710089)

摘 要: 建立了利用欧拉法求解水滴撞击特性的方法, 并基于 Messinger 质量和能量守恒方程建立了热载荷计算模型, 以某型飞机三维水平尾翼为研究对象, 展开了撞击特性和热载荷的计算。结果显示水平尾翼的局部水收集系数极值从翼根到翼尖逐渐增加, 不同截面水滴收集系数的分布为设计防冰系统范围提供了依据。驻点附近及机翼上、下表面各存在一个热载荷较大的区域, 进而确定该尾翼电加热防冰分为 3 个区域: 中间连续加热区和上、下表面驻点附近的各一个间断加热区。

关 键 词: 欧拉方法; 尾翼; 撞击特性; 热载荷; 电加热防除冰系统

中图分类号: V244.1⁺5

文献标志码: A

Impingement characteristics and anti-icing heat load calculation of certain tailplane

ZHAO Yong^{1,2}, YANG Xin-liang³

- (1. School of Aerospace Engineering,
Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
2. Electromechanical Systems Company Limited,
Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100028, China;
3. Avionics and Equipment Flight Test Technology Research Institute,
China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: To obtain water droplet impingement characteristics by Eulerian method, a math model was built. Also, a computational model of the heat load was established, which was based on the Messinger conservation of mass and energy. Focusing on the three-dimensional tailplane of a certain aircraft, the calculation of impingement characteristics and heat load was performed. It was found that the local water collection efficiency of tailplane raised from wing root to wing tip. The water local collection efficiency distributions of different slices provided a basis for the design of anti-icing system region. The results show that heat load is higher near the stagnation point, top airfoil and lower airfoil. It is concluded from the results that three electricity heating anti-icing regions are designed on the tailplane: the middle continuous heating region and the intermittent heating regions near the stagnation on the top airfoil and the lower airfoil.

Key words: Eulerian method; tailplane; impingement characteristics; heat load; electricity heating anti-icing system

收稿日期: 2012-07-02

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.001.html>

作者简介: 赵勇(1978—), 男, 山西太原人, 高级工程师, 博士, 主要从事飞机防除冰系统研究。

飞机在含有过冷水滴的云层中飞行时,飞机部件的迎风面收集云层中的过冷水滴,若此表面温度低于 273.15 K,则这些水会在表面发生冻结,为了防止飞机结冰,飞机上通常需要安装防冰系统.为了设计防冰系统的功率大小等,需要预测部件表面的水滴撞击特性及热载荷.目前水滴撞击特性参数的计算常采用拉格朗日方法^[1]以及欧拉方法^[2-4].对于三维复杂物体来说,拉格朗日法需要跟踪大量水滴粒子,并在粒子释放的范围以及撞击极限的捕捉等方面不太适用.欧拉法由于是基于场的理论,并不需要跟踪粒子,因此在三维物体的水滴撞击特性计算方面体现出了较好的计算效率.目前国外的结冰软件中,主要是软件 FENSAP-ICE 应用欧拉方法.

在防冰系统热性能计算方面,国内开展了二维、三维物体防冰热载荷的计算以及热气防冰系统设计、表面温度预测等研究^[5-8].国外在撞击特性和防冰系统热性能数值计算方面比较成熟^[9-11].但是在防冰热载荷的预测方面以及应用于防除冰系统的设计较少.为了对某飞机尾翼进行电热防除冰系统的设计,本文研究了欧拉方法撞击特性和防冰热载荷计算模型及计算方法,针对此飞机的三维水平尾翼开展其撞击特性和防冰热载荷的计算,为该尾翼电加热防除冰系统设计提供依据.

1 数学模型

1.1 水滴撞击特性的计算

1.1.1 外部两相流场控制方程

两相欧拉模型除了主相(空气相)为连续介质外,次相(水滴相)也认为是连续的拟流体,建立空气相和水滴相的控制方程,考虑空气对水滴的作用,忽略了水滴对空气的影响.

两相流场控制方程需要引入水滴体积分数 α_w 这一参数,指控制容积中水滴所占的体积分,计算式为: $\alpha_w = V_w/V$,其中 V_w 是水滴在控制容积中的体积, V 是控制容积的体积.则空气的体积分则为: $\alpha_{air} = 1 - \alpha_w$.

由于水滴直径较小,本文对欧拉法的两相流控制方程采用以下假设:

- 1) 水滴相动量方程中不考虑压力项.
- 2) 根据文献^[12],当马赫数 $Ma \leq 0.6$ 时,空气的可压缩性对水滴撞击特性的影响较小,因此本文假设空气不可压缩.

基于以上假设,空气相和水滴相的控制方程如下:

连续方程

空气

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{air}\alpha_{air}) + \nabla \cdot (\rho_{air}\alpha_{air}\mathbf{u}_{air}) = 0 \tag{1}$$

水滴

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_w\alpha_w) + \nabla \cdot (\rho_w\alpha_w\mathbf{u}_w) = 0 \tag{2}$$

动量方程

空气

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{air}\alpha_{air}\mathbf{u}_{air}) + \nabla \cdot (\rho_{air}\alpha_{air}\mathbf{u}_{air}\mathbf{u}_{air}) = -\alpha_{air}\nabla p + K(\mathbf{u}_w - \mathbf{u}_{air}) \tag{3}$$

水滴

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_w\alpha_w\mathbf{u}_w) + \nabla \cdot (\rho_w\alpha_w\mathbf{u}_w\mathbf{u}_w) = K(\mathbf{u}_{air} - \mathbf{u}_w) \tag{4}$$

式(1)~式(4)中 ρ 为密度, $\mathbf{u}$ 为速度矢量, p 为压力;下标 air 为空气, w 为水.式(3)和式(4)中的 K 为空气与水滴间动量交换系数,定义如下:

$$K = \frac{\alpha_{air}\alpha_w \cdot 18\mu_{air}f}{d_d^2} \tag{5}$$

式中 d_d 为水滴直径, μ_{air} 为动力黏度, f 为阻力系数,本文采用 Schiller-Naumann 模型^[13],定义如下:

$$f = \frac{C_d Re}{24} \tag{6}$$

式中 C_d 为阻力系数,定义如下:

$$C_d = \begin{cases} \frac{24(1 + 0.15Re^{0.687})}{Re} & Re \leq 1000 \\ 0.44Re & Re > 1000 \end{cases} \tag{7}$$

式中 Re 为空气和水滴之间的相对雷诺数,定义如下:

$$Re = \frac{\rho_{air}|\mathbf{u}_{air} - \mathbf{u}_w|d_d}{\mu_{air}} \tag{8}$$

1.1.2 边界条件

本文采用速度入口和压力出口边界条件.入口边界处的水滴体积分 $\alpha_{w,\infty}$ 可用下式计算:

$$\alpha_{w,\infty} = \frac{\varphi_\infty}{\rho_w} \times 10^{-3} \tag{9}$$

式中 φ_∞ 为远场液态水质量浓度.壁面边界条件比较特殊.由于水滴撞击在壁面会发生堆积,这样会影响水滴相流场计算的稳定和收敛,需要增加特殊的壁面边界条件,使得撞击到壁面的水离开计算域.本文通过编写和设置特殊边界条件(称之为

为排水边界条件)来加快和稳定空气-水滴两相流动迭代计算的收敛.排水边界条件的处理:计算壁面附近第一层网格的水滴连续和动量方程时,将各方程分别减掉撞击水的质量和撞击水的动量.壁面处被排除的水的质量为

$$m = \alpha_{w,s} \cdot \rho_w \cdot |u_{d,s} \cdot n_s| \tag{10}$$

式中 $u_{d,s}$ 为水滴撞击壁面的速度矢量; n_s 为壁面的法向矢量; $\alpha_{w,s}$ 为撞击壁面当地的水滴体积分数.

动量方程中减掉的动量等于撞击水的质量与撞击速度的乘积.

通过增加特殊壁面边界条件,采用 1 阶迎风格式离散方程, $k-\epsilon$ 紊流模型,利用 Simple 算法,求解空气相和水滴相的控制方程,当流场计算收敛后,可得到空气和水滴的速度分布以及水滴的体积分数分布,为局部水收集系数的计算提供依据.

1.1.3 水收集系数的计算

局部水收集系数 β 是指单个控制容积内实际撞击壁面的水量与最大可能撞击壁面的水量的比值,是一个无量纲参数.欧拉法计算局部水收集系数计算公式如下:

$$\beta = \frac{|u_{d,s} \cdot n_s| \cdot \alpha_{w,s}}{|u_\infty| \cdot \alpha_{w,\infty}} \tag{11}$$

式中 u_∞ 为远场水滴速度,等于远场空气速度.

控制体积内撞击水的质量流量 $\dot{m}_{imp}$ 可用下式计算:

$$\dot{m}_{imp} = \beta \cdot U_\infty \cdot \kappa_\infty \cdot ds \tag{12}$$

式中 U_∞ 为远场空气速度; ds 为控制容积面积.

1.2 防冰热载荷计算

1.2.1 防冰热流项

防冰系统表面的热流项如图 1,散热热流有:对流散热热流密度 $\dot{q}_c''$;蒸发散热热流密度 $\dot{q}_{evap}''$;加热收集水带走热量 $\dot{q}_w''$.加热热流有:水滴动能转换的热流密度 $\dot{q}_k''$;气动加热热流密度 $\dot{q}_v''$.

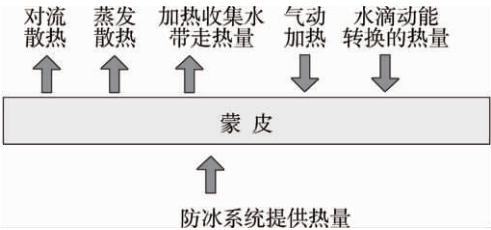


图 1 防冰表面的热流

Fig.1 Heat flux on anti-icing surface

1) 对流散热及气动加热热流密度

由于外界空气和物体表面之间存在温度差,

且空气绕壁面流动,因此存在对流散热;同时气体在机翼表面滞止时,气体微团的动能变成热能,使气体温度升高,存在气动加热热流.传热学中一般将气动加热和对流散热合在一起考虑.对流散热计算公式如下:

$$\dot{q}_c'' = h_s \cdot (T_s - T_{rec}) \tag{13}$$

式中 T_{rec} 为附面层恢复温度; h_s 为表面传热系数,计算公式如下:

$$T_{rec} = T_e + r_c \cdot \frac{u_e^2}{2c_{p,air}} = (1 - r_c) \cdot T_e + r_c \left(T_\infty + \frac{U_\infty^2}{2c_{p,air}} \right) \tag{14}$$

其中 r_c 为恢复系数,层流时 $r_c \approx Pr^{1/2}$,紊流时 $r_c \approx Pr^{1/3}$, Pr 为普朗特数; T_e 为附面层外边界处温度, $c_{p,air}$ 为空气的比定压热容.考虑空气的可压缩性,附面层外边界处的温度 T_e 和密度 ρ_e 计算式如下:

$$p_{total} = p_\infty + \frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 \tag{15}$$

$$\frac{T_{total}}{T_\infty} = \left(\frac{p_{total}}{p_\infty} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \tag{16}$$

$$\frac{T_e}{T_{total}} = \left(\frac{p_e}{p_{total}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \tag{17}$$

$$\rho_e = \frac{p_e}{RT_e} \tag{18}$$

式中 p_e 是附面层外边界处的压力; γ 是空气比热比,等于 1.4.

2) 蒸发散热热流密度

当气流流过湿表面时,由于表面温度 T_s 高于附面层外边界上的温度 T_e ,水分子由表面层向附面层边界扩散,形成了热湿表面与外界气流的质量和能量的交换.

蒸发散热计算公式如下:

$$\dot{q}_{evap}'' = \dot{m}_{evap}'' \cdot i_{lv} \tag{19}$$

式中 $\dot{m}_{evap}''$ 为蒸发质量通量密度,单位 $kg/(m^2 \cdot s)$; i_{lv} 为水的蒸发潜热.

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.根据文献[14],蒸发传质的质量流量计算表达式如下:

$$\dot{m}_{evap}'' = \frac{h_s}{c_{p,air}} \cdot \left(\frac{Pr}{Sc} \right)^{2/3} \cdot \frac{M_v}{M_{air}} \cdot \left[\frac{p_{v,sat}(T_w) - p_{v,e}}{p_e - p_{v,e}} \right] \tag{20}$$

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; $p_{v, \text{sat}}(T_w)$ 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.

饱和水蒸气压力可由下面计算式得到^[15]:

$$\begin{cases} p_{v, \text{sat}}(T) = 6894.7 \cdot \exp\left(20.15 - \frac{11097.2}{1.8T}\right) \\ T < 273.15 \text{ K} \\ p_{v, \text{sat}}(T) = 6894.7 \cdot \exp\left(14.57 - \frac{7129.2}{1.8T}\right) \\ T \geq 273.15 \text{ K} \end{cases}$$

(21)

根据道尔顿分压原理, 附面层外边界处的水蒸气分压力计算如下:

$$p_{v, e} = p_e \cdot \frac{p_{v, \text{sat}}(T_\infty)}{p_\infty}$$

(22)

3) 加热水所需要的热流密度

撞击到壁面的水, 从远场环境温度升高到防冰表面温度, 加热水所需要的热流密度计算如下:

$$\dot{q}_w'' = \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot c_{p, w} \cdot (T_s - T_\infty)$$

(23)

式中 $\dot{m}_{\text{imp}}''$ 为撞击水的质量流量, $c_{p, w}$ 为水的比定压热容. 撞击水量通过式(12)得到.

4) 水滴动能转换的热流密度

水滴动能转换来的热流密度计算式如下:

$$\dot{q}_k'' = \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot \frac{U_\infty^2}{2}$$

(24)

1.2.2 质量与能量守恒方程

在防冰系统工作时, 一般表面温度高于 273.15 K, 撞击的水升温并蒸发, 没有蒸发的往气流流动方向溢流, 在表面形成水膜. 考虑如图 2 所示的防冰表面控制容积, 其质量守恒方程建立如下:

$$\dot{m}_{\text{in}} + \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot \Delta s = \dot{m}_{\text{evap}}'' \cdot \Delta s + \dot{m}_{\text{out}}$$

(25)

式中 $\dot{m}_{\text{in}}$ 和 $\dot{m}_{\text{out}}$ 分别为流进和流出控制容积的水的质量流量, 单位 kg/s; Δs 是控制容积的面积(二维则为弧长). 防冰热载荷计算设置的表面温度为均一温度且高于 273.15 K, 因此, 此处不考虑结冰.

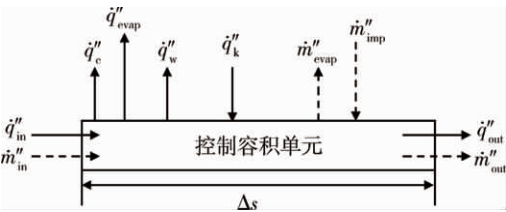


图 2 防冰表面控制容积的质量与能量守恒
Fig. 2 Conservation of mass and energy for control volume on anti-icing surface

根据能量守恒定律, 以及前面的各项热流计算模型, 可得到当防冰表面温度为 T_s 时的外部防冰热载荷 $\dot{q}_n''$ 计算式

$$\begin{aligned} \dot{q}_n'' = & \dot{q}_c'' + \dot{q}_{\text{evap}}'' + \dot{q}_w'' - \dot{q}_k'' - \dot{q}_{\text{in}}'' + \dot{q}_{\text{out}}'' = \\ & h_s \cdot (T_s - T_{\text{rec}}) + \dot{m}_{\text{evap}}'' \cdot i_{lv} + \\ & \dot{m}_{\text{imp}}'' \cdot c_{p, w} \cdot (T_s - T_\infty) - \\ & \dot{m}_{\text{imp}} \cdot \frac{U_\infty^2}{2} - \frac{\dot{m}_{\text{in}}}{\Delta s} \cdot c_{p, w} \cdot (T_{\text{in}} - T_{\text{ref}}) + \\ & \frac{\dot{m}_{\text{out}}}{\Delta s} \cdot c_{p, w} \cdot (T_{\text{out}} - T_{\text{ref}}) \end{aligned}$$

(26)

式中 T_{ref} 是参考温度, $T_{\text{ref}} = 273.15 \text{ K}$.

本文认为流出控制容积的水的温度 T_{out} 和此控制容积的表面温度 T_s 相等, 即 $T_{\text{out}} = T_s$.

1.2.3 数值计算方法

本文忽略气流和机翼表面水展向的流动. 质量与能量守恒方程的求解过程是从驻点开始, 分别沿着机翼的上、下表面计算每个控制容积的防冰热载荷, 以及流进流出此控制容积的溢流量. 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, 依次定义网格单元 0, 1, ..., $i, i+1, \dots, n-1$ 共 n 个控制容积. 计算中有

$$\begin{cases} \dot{m}_{\text{out}, i+1} = \dot{m}_{\text{in}, i} & \text{控制单元 } i \text{ 在下表面} \\ \dot{m}_{\text{out}, i-1} = \dot{m}_{\text{in}, i} & \text{控制单元 } i \text{ 在上表面} \end{cases}$$

即从前一个控制容积溢流出来水的质量流量等于流进后一个控制容积的水的质量流量, 当利用式(20)计算得到的 $\dot{m}_{\text{evap}, i}''$ 大于水撞击量与溢流入水量之和时, 则认为所有撞击水与溢流入控制容积水全部蒸发, 此控制容积没有溢流出去的水.

2 水平尾翼水滴撞击特性及热载荷计算

针对某飞机的三维水平尾翼开展了特定状态下的水滴撞击特性以及防冰热载荷计算. 计算防冰热载荷及溢流水时本文采取如下假设: 水流动方向平行于机身. 基于上述假设, 三维水平尾翼沿展向被离散成若干翼型, 这样简化对若干翼型的热载荷计算, 最终得到整个三维表面的结果.

图 3 是水平尾翼的几何模型, 由于是对称模型, 因此仅将图示右侧水平尾翼作为计算对象. 飞行与结冰气象状态: 高度为 4 790 m、飞行速度为 162.78 m/s、攻角为 0°、环境温度为 -16.1 °C、液态水含量为 0.35 g/m³、水滴直径为 20 μm. 针对此水平尾翼计算了上述状态下的水滴撞击特性. 由于设计之初并不知表面的温度分布, 因此假设表面平均温度为 20 °C, 计算此时的防冰热载荷,

即防冰所需的加热功率。

为计算外部水滴撞击特性,首先需计算外部流场,划分的网格模型如图 4 所示。网格采用混合型网格,在前缘采用六面体结构化网格,后缘采用四面体非结构网格,网格数为 3,996,713。

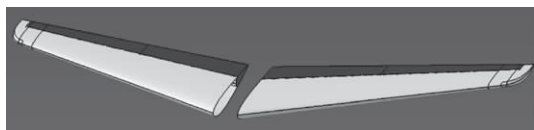


图 3 水平尾翼几何模型示意图
Fig. 3 Geometry model of tailplane

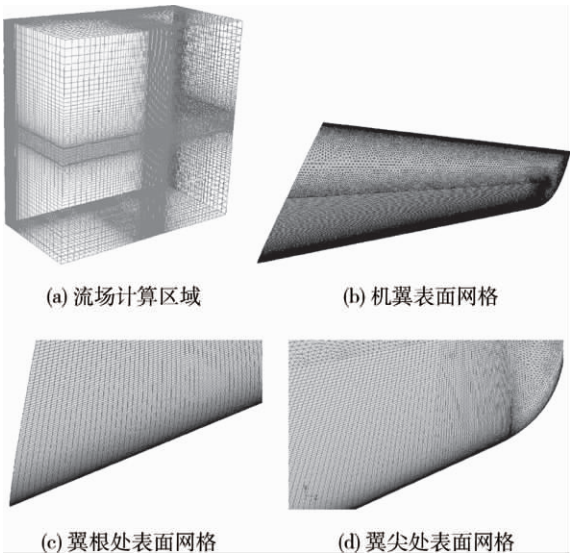


图 4 划分的网格
Fig. 4 Grid

局部水收集系数三维云图结果如图 5 所示,同时图中标出了展向的截面位置用来分析二维结果,从翼根开始分别为 $z=1, 3, 5, 7, 8.5\text{ m}$ 的位置。图 6 为各二维截面对应的局部水收集系数曲线图。尾翼电加热范围应比水滴撞击极限范围要大至少 2 倍,拟设计的电加热范围(第二段)与局部水收集极限对比如图 7 所示。从图 5 和图 6 可知,计算状态下水平尾翼的最大局部水收集系数不到 0.3,水平尾翼的局部水收集系数极值从翼根到翼尖逐渐增加。从图 7 来看,设计的电加热区域要比水滴撞击范围要大,符合加热范围的设计要求。

防冰热载荷云图以及二维截面的曲线结果如图 8 和图 9 所示,单位 kW/m^2 。图 9 中 s/c 表示翼表面距离驻点弧长与弦长的比值。图中可看出驻点附近存在热载荷较大的一个小区域,上下表面均有一段范围热载荷较大,最后迅速下降到较小

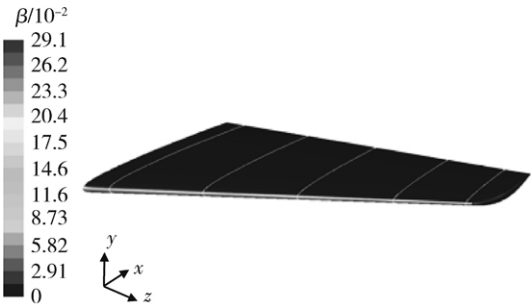


图 5 水平尾翼局部水收集系数结果
Fig. 5 Local water efficiency of tailplane

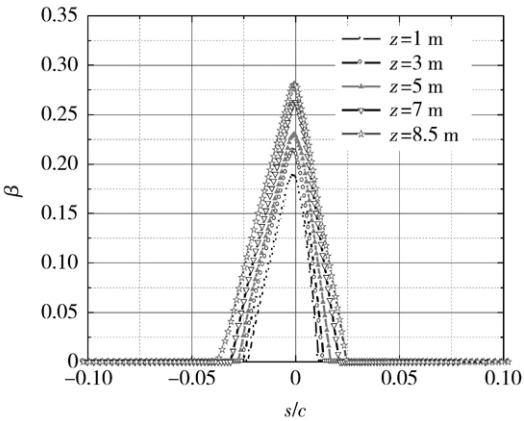


图 6 各二维截面局部水收集系数曲线图
Fig. 6 Local water efficiency of each two-dimensional (2-D) section

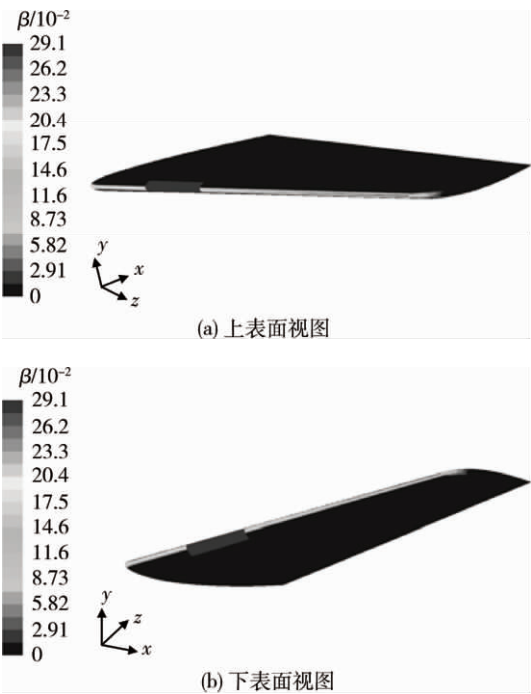


图 7 电加热区域与水滴撞击范围对比
Fig. 7 Comparison between electricity heating region and water impingement region

的热载荷. 由于防冰热载荷包括多个热流项, 在计算条件下热流项里面对流散热和蒸发散热所占比例最大, 因此热载荷大小受这两项的影响比较大, 上下表面热载荷迅速下降到 6 kW/m^2 , 原因是撞击水从驻点开始分别往上下表面流动, 并逐渐蒸发, 到某个特定位置时撞击水全部蒸发完, 此位置之前的热载荷主要受到蒸发和对流散热两者的影响, 此位置之后热载荷没有蒸发散热项, 主要影响的是对流散热量, 而到上下表面后部的对流散热量不高. 这种热载荷的分布给电加热防除冰加热区域分布提供参考, 即分为 3 个区域: 中间连续加热区, 上下表面驻点附近各一个间断加热区. 中间连续加热区即是驻点区, 那里有防冰热载荷较大的小范围区域; 驻点上表面和下表面驻点之外的加热区范围应稍大些, 但由于热载荷小于驻点处, 因此可采用稍小功率的间断加热.

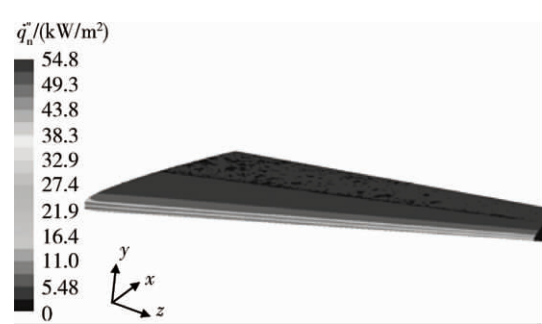


图 8 水平尾翼防冰热载荷计算结果

Fig. 8 Anti-icing heat load of tailplane

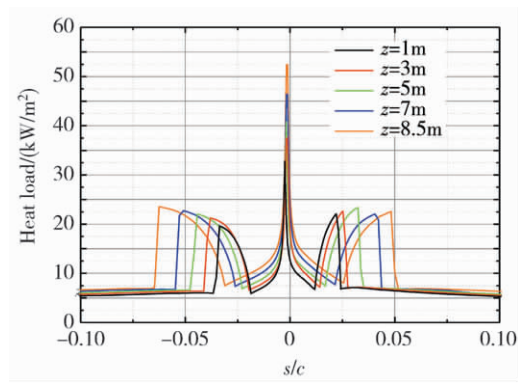


图 9 各二维截面防冰热载荷曲线图

Fig. 9 Curve of anti-icing heat load of each 2-D section

3 结 论

本文对欧拉方法水滴撞击特性以及防冰热载荷计算进行了研究, 针对某飞机三维水平尾翼的局部水收集系数以及防冰载荷开展了计算. 得出

以下结论:

- 1) 文中计算状态下水平尾翼的最大局部水收集系数不到 0.3, 局部水收集系数极值从翼根到翼尖逐渐增加.
- 2) 本文计算条件下, 驻点附近存在热载荷较大的一个小区域, 上下表面均有一段范围热载荷较大, 最后迅速下降到较小的热载荷.
- 3) 本文计算条件下, 撞击水完全蒸发位置之前的热载荷主要受到蒸发和对流散热两者的影响, 此位置之后主要受对流散热量影响, 而到上下表面后部的对流散热量不高. 热载荷分布给该尾翼电加热系统分区布置提供参考: 中间连续加热区和上下表面驻点附近的各一个间断加热区.

参考文献:

[1] 杨倩, 常士楠, 袁修干. 水滴撞击特性的数值计算方法研究[J]. 航空学报, 2002, 23(2): 173-176.
YANG Qian, CHANG Shinan, YUAN Xiugan. Study on numerical method for determining the droplet trajectory[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 173-176. (in Chinese)

[2] 张大林, 杨曦, 昂海松. 过冷水滴撞击结冰表面的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1): 87-91.
ZHANG Dalin, YANG Xi, ANG Haisong. Numerical simulation of supercooled water droplet[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87-91. (in Chinese)

[3] 杨胜华, 林贵平, 申晓斌. 三维复杂表面水滴撞击特性计算[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 284-290.
YANG Shenghua, LIN Guiping, SHEN Xiaobin. Water droplet impingement prediction for three-dimensional complex surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 284-290. (in Chinese)

[4] 易贤, 王开春, 桂业伟, 等. 结冰面水滴收集率欧拉计算方法研究及应用[J]. 空气动力学学报, 2010, 28(5): 596-601.
YI Xian, WANG Kaichun, GUI Yewei, et al. Study on Eulerian method for icing collection efficiency computation and its application[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2010, 28(5): 596-601. (in Chinese)

[5] 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. New method for calculation of anti-icing heat loads[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(2): 208-212. (in Chinese)

[6] 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. Investigation of the bleed air anti-icing system for an aircraft wing[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1141-1145. (in Chinese)

[7] 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. Prediction of collection efficiency and anti-icing surface temperature[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007,33(10): 1182-1185. (in Chihese)

[8] 卜雪琴,林贵平,郁嘉. 三维内外热耦合计算热气防冰系统表面温度[J]. 航空动力学报,2009,24(11):2495-2500.

BU Xueqin, LIN Guiping, YU Jia. Three-dimensional conjugate heat transfer simulation for the surface temperature of wing hot-air anti-icing system[J]. Journal of Aerospace Power,2009,24(11):2495-2500. (in Chinese)

[9] Wirogo S, Srirambhatla S. An Eulerian method to calculate the collection efficiency on two and three dimensional bodies[R]. AIAA-2003-1073,2003.

[10] Langmuir I, Blodgett K B. A mathematical investigation of water droplet trajectories[R]. Army Air Forces, Technical Report, 5418, 1946.

[11] Saeed F, Morency F, Paraschivoiu I. Numerical simulation of a hot-air anti-icing system[R]. AIAA-2000-0630, 2000.

[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.

[13] Fluent Inc. Fluent 6. 2 User's guide[M]. United State: Fluent Incorporated,2005.

[14] Incropera F P, Dewitt D P. Fundamentals of heat and mass transfer[M]. 5th ed. New York: John Wiley & Sons, 2002:357-361.

[15] Wright W B. User manual for the NASA Glenn ice accretion code LEWICE version 2. 2. 2[R]. NASA-CR-2002-211793,2002.