

文章编号:1674-8190(2016)04-439-08

# 机翼结冰分析与防除冰系统设计验证

王海涛,毛玉坤

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

**摘要:**飞机在结冰条件下飞行时可能发生结冰,飞机一旦结冰,会对安全飞行带来较大的隐患,如何降低飞机结冰带来的危害已成为飞机设计研究的重点内容。通过 FENSAP-ICE 对机翼进行数值模拟,并通过改进 Messinger 结冰热力学模型模拟更加真实的飞行情况;分析不同飞行环境下,飞机结冰前后机翼气动特性的变化,同时针对机翼设计一套防除冰系统并验证其可行性。结果表明:飞行速度越大,机翼表面的局部水收集系数越大;环境温度会影响机翼结冰的类型和结冰厚度,机翼发生结冰时,其升力系数减小、阻力系数增大,机翼的气动特性受到严重的影响;设计的电热防冰系统可以有效地预防机翼表面结冰,也可以进行周期性除冰。

**关键词:**飞机结冰;数值模拟;FENSAP-ICE;防冰;除冰

中图分类号:V328.1

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.04.007

## Analysis of Aircraft Icing and Design of Anti-icing System

Wang Haitao, Mao Yukun

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** When the airplane is flying in the icing condition, the surface of airplane is likely to freeze to influence the flight safety. Therefore, the main research contents focus on decreasing the damage caused by aircraft icing. Based on the software of FENSAP-ICE, the numerical simulation of wings is completed. The ice thermodynamics model of Messinger is modified to simulate more realistic flight conditions. The changes of aerodynamic characteristics of wings before and after aircraft icing under different flight conditions are analyzed. Meanwhile, a system of anti-icing and de-icing is designed and the feasibility for wings is verified. The results show that the faster, the flight speed, the greater, the local water collection coefficient of the wing surface. Ambient temperature affects the type and thickness of wing icing. The lift coefficient decreases, the drag coefficient increases and the aerodynamic characteristics of the wing will be deeply influenced when the wing is frozen. The electric heating anti icing system designed can effectively prevent icing on the wing surface and can carry out periodic de-icing.

**Key words:** ice accretion on aircraft; numerical simulation; FENSAP-ICE; anti-icing; de-icing

## 0 引言

在一定的条件下,云层中分布着大量的过冷水滴(Supercooled Droplets),即温度处于冰点以下的液态水滴。当飞机飞行在这类云层时,过冷水滴会撞击在飞机的迎风部件表面,例如机翼前缘、发

动机进气道、驾驶舱玻璃以及各类机载指示器的探头和通讯天线等,极有可能出现结冰现象。飞机一旦结冰,尤其是机翼结冰,不仅破坏了机翼的流线外形,使升力系数减小、阻力系数增大,还会严重影响飞机的气动特性,从而影响飞机的稳定性和操纵性。因此预防和解决飞机重要部件结冰问题,降低其带来的危害已成为飞机设计研究的重点课题<sup>[1]</sup>。

数值模拟方法是飞机结冰研究最常用的方法,国外从20世纪50年代起,就开始使用数值模拟方法研究飞机迎风面的结冰过程和机理,设计飞机的

防除冰系统,研究飞机迎风面结冰后对飞机飞行安全带来的影响等。在国内,飞机结冰研究起步较晚,但是随着对飞机结冰研究的重视,国内数值模拟研究也在不断发展。易贤<sup>[2]</sup>用 SIMPL.E 算法对二维定常不可压粘流的时均 N-S 方程进行了求解,并进行了结冰计算,表明霜冰计算结果与试验吻合较好之后,同时还给出了光冰计算的结果。陈维建<sup>[3]</sup>和张大林等<sup>[4]</sup>引入了第二代结冰预测软件的思想,进行了霜状冰的数值模拟。蒋胜矩<sup>[5]</sup>采用基于密度的方法求解 N-S 方程, Lagrange 法求解水滴运动轨迹,应用 Messinger 模型模拟冰形增长,对 NACA 0012 机翼进行了结冰的数值模拟研究。

目前有关结冰的数值模拟都是对水滴撞击以及结冰计算的研究分析,缺乏对飞机防除冰系统设计的研究。本文主要研究飞机机翼防除冰系统的设计和验证。通过结冰数值模拟软件 FENSAP-ICE,采用带黏性计算分析的 N-S 方程进行空气流场求解;采用欧拉双流体模型建立水滴运动方程;通过改进 Messinger 结冰热力学模型,对冰层增长与其表面水膜流动进行耦合求解,同时对水膜流动建立控制方程与冰层增长并行计算,得到更加真实的结冰表面,模拟更加真实的飞行环境;通过 FENSAP-ICE 的共轭传热模块 CHT3D 对机翼内部结构进行建模,设计一套防除冰系统。

## 1 建立控制方程

### 1.1 空气流场控制方程

(1) 连续性方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (1)$$

式中:  $\rho$  为流体微元的密度;  $t$  为时间。

(2) 动量方程

$$\begin{aligned} \sigma^{ij} &= -\delta^{ij} p + \mu \left[ \delta^{jk} \nabla_k v^i + \delta^{ik} \nabla_k v^j - \frac{2}{3} \delta^{ij} \nabla_k v^k \right] \\ &= -\delta^{ij} p + \tau^{ij} \end{aligned} \quad (2)$$

式中:  $\sigma^{ij}$  为应力张量;  $p$  为静压;  $\mu$  为动力粘度。

(3) 能量方程

$$\nabla \cdot (\rho_a V_a H) = \nabla \cdot [k(\nabla T)^j + v_i \tau^{ij}] \quad (3)$$

式中:  $H$  为总焓;  $k$  为导热系数。

### 1.2 水滴运动方程

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{V}_a) = 0 \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \alpha \mathbf{V}_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\alpha \mathbf{V}_a \mathbf{V}_a) &= \frac{C_D Re_d}{24K} \cdot \\ \alpha (\mathbf{V}_a - \mathbf{V}_d) + \alpha \left( 1 - \frac{\rho_a}{\rho_d} \right) &= \frac{1}{Fr^2} \mathbf{g} \end{aligned} \quad (5)$$

式中:  $C_D$  为阻力系数;  $Fr$  为弗劳尔德数;  $Re_d$  为相对雷诺数。

### 1.3 结冰模型控制方程

(1) 质量守恒方程

$$\begin{aligned} \rho_f \left[ \frac{\partial h_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{V}_f h_f) \right] \\ = \mathbf{V}_\infty \cdot LWC \cdot \beta - \dot{m}_{\text{evap}} - \dot{m}_{\text{ice}} \end{aligned} \quad (6)$$

(2) 能量守恒方程

$$\begin{aligned} \rho_f \left[ \frac{\partial h_f c_f \tilde{T}_f}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{V}_f h_f c_f \tilde{T}_f) \right] \\ = \left[ c_f \tilde{T}_\infty + \frac{\|\mathbf{V}_d\|^2}{2} \right] \times \mathbf{V}_\infty \cdot LWC \cdot \beta - \\ 0.5(L_{\text{evap}} + L_{\text{subi}}) \dot{m}_{\text{evap}} + (L_{\text{fusion}} - c_f \tilde{T}) \dot{m}_{\text{ice}} + \\ \sigma \epsilon (T_\infty^4 - T^4) + c_h (\tilde{T}_f - \tilde{T}_{\text{ice,ref}}) + Q_{\text{anti-icing}} \end{aligned} \quad (7)$$

式中:  $h_f$  为水膜厚度;  $\mathbf{V}_f$  为水膜平均速度;  $\beta$  为局部水收集系数;  $\dot{m}_{\text{evap}}$  为水蒸发的质量;  $\dot{m}_{\text{ice}}$  为水结冰的质量;  $c_f$  为水膜比热;  $\tilde{T}_f$  为平衡温度;  $L_{\text{evap}}$  为蒸发潜热;  $L_{\text{subi}}$  为升华潜热;  $L_{\text{fusion}}$  为结冰潜热;  $c_h$  为对流热通量。

## 2 水滴撞击特性分析计算

影响过冷水滴撞击特性的因素众多,本文将研究不同速度和温度对水滴撞击特性的影响,并分析结果。机翼水滴撞击特性中最重要的参数是局部水收集系数,得到了局部水收集系数,其他参数就可以相应求出。因此,分析水滴撞击特性主要就是获得流场和机翼表面局部水收集系数和确定水滴轨迹(水滴撞击极限位置)<sup>[6]</sup>。

以 NACA 0015 翼型为例,已知翼型段特征长度 0.353 06 m,空气静压 101 325 Pa,空气静温 262.85 K,液态水含量  $LWC=0.000 75 \text{ kg/m}^3$ ,液滴直径  $MVD=20 \mu\text{m}$ 。为了研究飞行速度对水滴

撞击特性的影响,模拟三组数据:飞机飞行速度分别为 50、75、100 m/s;设定空气中的液态水含量为  $0.000\ 75\ \text{kg}/\text{m}^3$ ,温度为 263.15 K,飞机飞行攻角为  $6^\circ$ ,液滴直径为  $20\ \mu\text{m}$ 。经过模拟得出的局部水收集系数如图 1 所示。

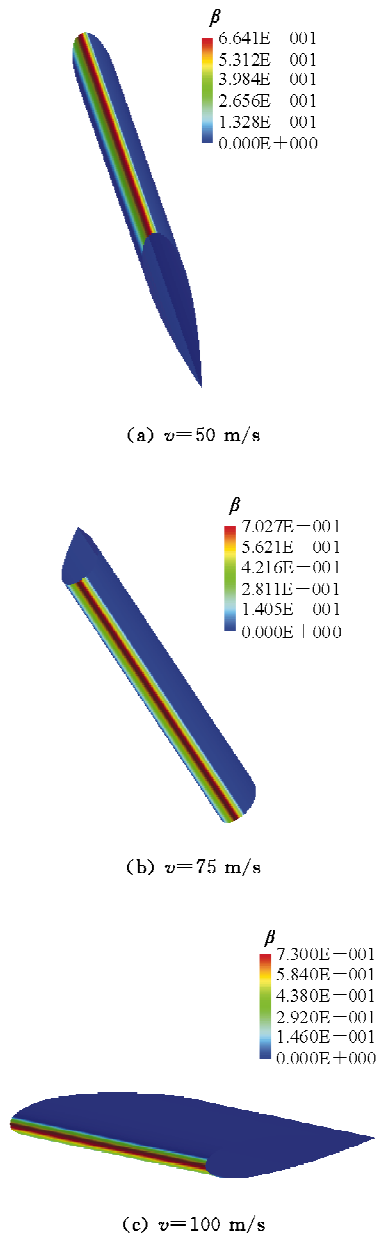


图 1 不同速度下机翼表面的局部水收集系数  
Fig.1 Water collection coefficient of wing surface at different velocities

从图 1 可以看出:在飞行攻角为  $6^\circ$ 时,机翼的前缘靠近下表面部分的局部水收集系数相对机翼其他位置明显更大,因此前缘部分更容易发生结冰现象;随着飞行速度的不断增大,机翼表面的局部

水收集系数不断变大,并且机翼表面的水收集区域也会变大,这是因为水滴在靠近机翼表面运动时,由于受到惯性力的作用,水滴运动轨迹不会和空气一样剧烈弯曲,水滴会偏离气流流线,撞击在机翼表面<sup>[4]</sup>;当飞行速度较小时,水滴的惯性力相对其受到的粘性力较小,故撞击在机翼表面的水滴较少;随着飞行速度的变大,惯性力逐渐变大,撞击在机翼表面的水滴越多,局部水收集系数越大。

经过模拟得出的水滴撞击极限位置如图 2 所示。

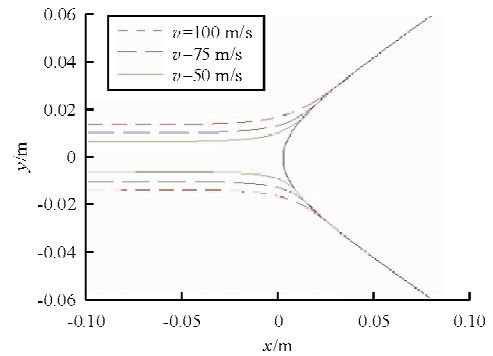
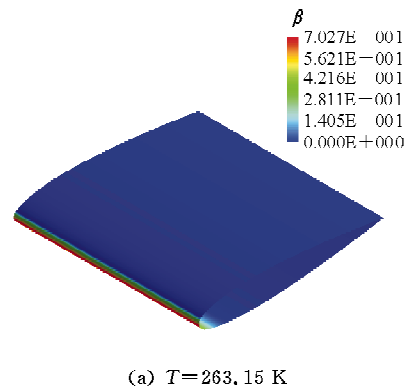


图 2 不同速度下水滴运动轨迹  
Fig.2 Water droplet trajectory at different velocities

从图 2 可以看出:随着飞行速度的增加,水滴的惯性力增大,水滴的运动轨迹受气流的影响越小,运动轨迹撞击在机翼表面的极限位置就越靠后。

为了分析环境温度对水滴撞击特性的影响,模拟两组数据:飞机所在的环境温度分别为 263.15、268.15 K,飞行攻角、液滴直径和空气的液态水含量保持不变,飞行速度为 100 m/s。不同温度下机翼表面的局部水收集系数分布情况和水滴撞击极限位置如图 3~图 4 所示。



(a)  $T=263.15\ \text{K}$

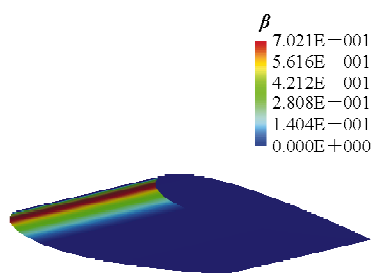
(b)  $T=268.15\text{ K}$ 

图3 不同温度下机翼表面的局部水收集系数

Fig. 3 Water collection coefficient of wing surface at different temperatures

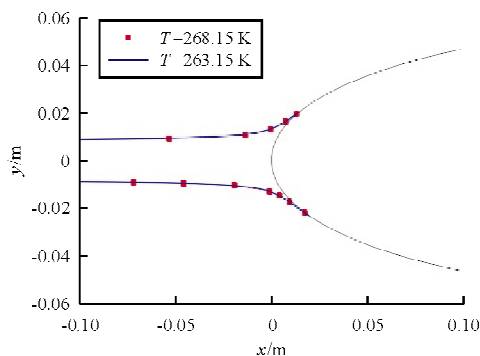


图4 不同温度下水滴运动轨迹

Fig. 4 Water droplet trajectory at different temperatures

从图3可以看出:水滴集中撞击在机翼前缘部分,此部分的局部水收集系数较大,但是相比较不同温度,局部水收集系数变化微小,几乎保持不变,表明温度的变化对水滴撞击特性影响很小。

从图4可以看出:在一定的压力下,水滴的密度主要受温度变化的影响,表明温度的变化对于水滴密度的变化影响较小;惯性力变化很小,从而对水滴的运动轨迹影响很小,因此不同温度时机翼表面的局部水收集系数、撞击区域和撞击极限位置几乎相同<sup>[2]</sup>。

### 3 机翼结冰算例分析

为了研究不同温度和时间下翼型的结冰情况,已知主要基本参数:液态水含量  $LWC=0.00075\text{ kg/m}^3$ ,液滴直径  $MVD=20\text{ }\mu\text{m}$ ,飞行速度  $100\text{ m/s}$ ,模拟温度分别为  $-5$ 、 $-10$ 、 $-15$ 、 $-25\text{ }^\circ\text{C}$ 。不同环境温度下机翼表面的结冰情况如

图5所示。

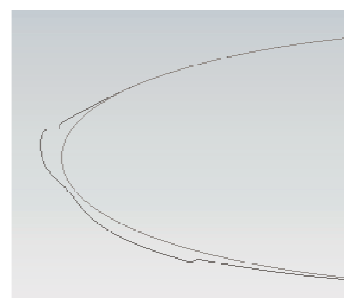
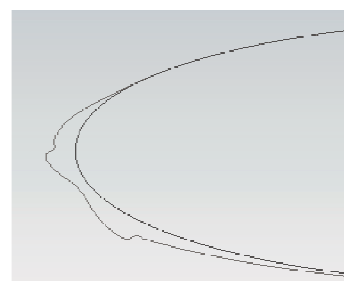
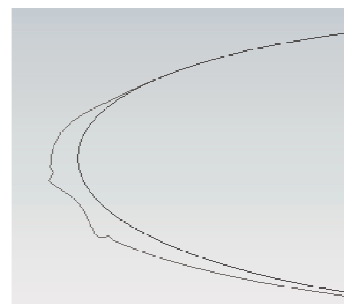
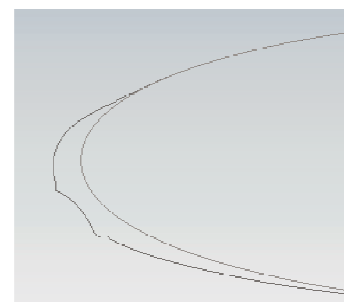
(a)  $-5\text{ }^\circ\text{C}$ (b)  $-10\text{ }^\circ\text{C}$ (c)  $-15\text{ }^\circ\text{C}$ (d)  $-25\text{ }^\circ\text{C}$ 

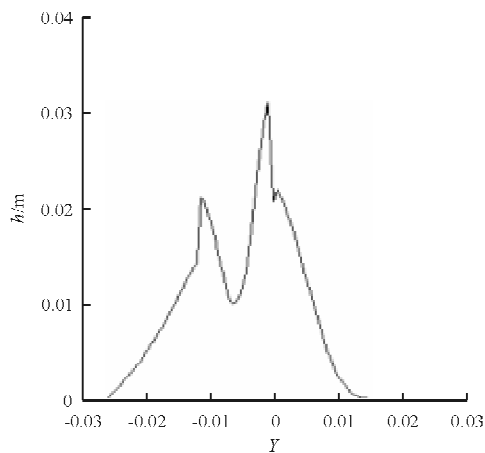
图5 不同温度下机翼表面的冰型

Fig. 5 The ice type on wing surface at different temperatures

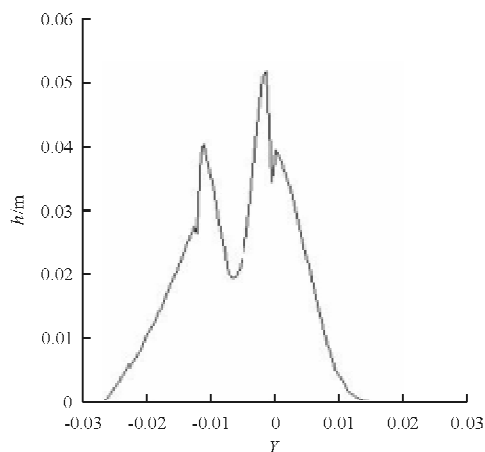
从图5可以看出:当温度为  $-25$ 、 $-15\text{ }^\circ\text{C}$ ,过

冷水滴撞击在机翼表面时,表面没有水膜流动,水滴直接凝结在机翼表面,此时结冰类型为霜冰,而此时结冰的最大厚度位置称为滞止区,此类冰型最大的特点就是比较规则的凝结在翼型表面,呈流线型分布,由于霜冰比较松脆,机翼结此类冰型危害较混合冰、明冰更小<sup>[7]</sup>;当温度升高至 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,撞击在机翼表面的过冷水滴并没有完全冻结,表面存在水膜流动,水膜在流动的过程中容易在滞止区下游形成冰角,在形成冰角前后所结冰型分别是明冰和霜冰,因此在 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,机翼表面结冰类型为混合冰;随着温度继续升高至 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,机翼表面的水膜流动现象更加明显,未冻结的过冷水滴继续往滞止区下游流动,使得冰角逐渐下移,此时表面结冰类型为明冰。

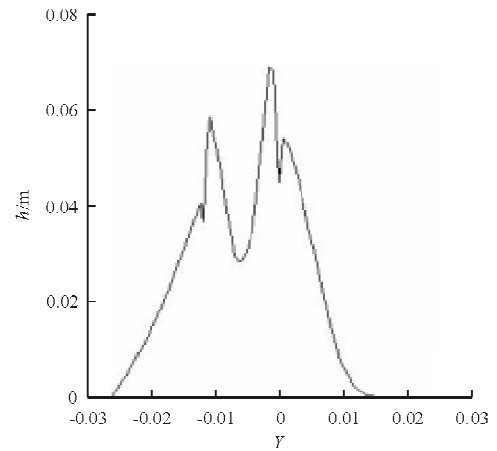
环境温度为 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,不同结冰时间下机翼表面的冰层厚度  $h$  的变化曲线,如图 6 所示。



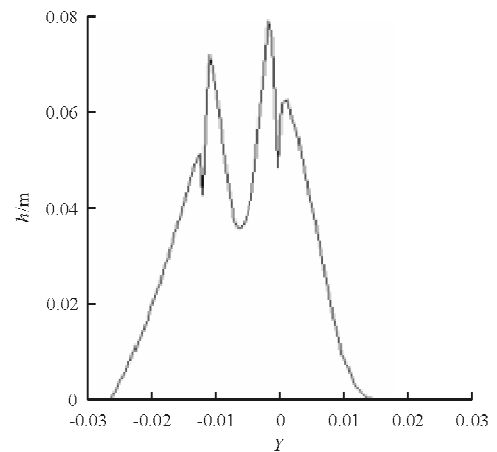
(a) 结冰时间为 1 min



(b) 结冰时间为 2 min



(c) 结冰时间为 3 min



(d) 结冰时间为 5 min

图 6 不同结冰时间下机翼表面的冰层厚度

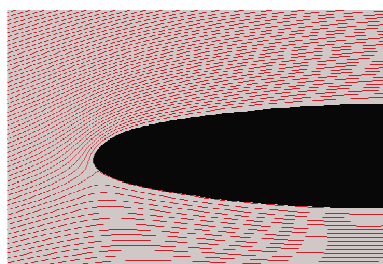
Fig. 6 The ice thickness on wing surface at different time

从图 6 可以看出:结冰时间越长,结冰冰层厚度就会越大;当结冰时间为 1 min 时,机翼表面的冰层已经超过了 3 mm,以结冰强度来衡量,一分钟内结冰厚度达到 2 mm 属于强积冰,因此随着时间的增加,机翼表面结冰一直属于强结冰,并且结冰越来越强,对机翼存在很大危害;若以结冰程度来衡量,结冰时间为 1 min 时,机翼表面最大结冰厚度小于 5 mm,属于弱积冰;结冰时间为 2、3、5 min 时,最大结冰厚度在 5~15 mm 之间,属于轻度积冰<sup>[8-9]</sup>。

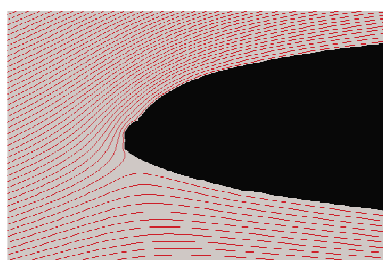
#### 4 结冰对机翼气动特性的影响

通过模拟分析机翼结冰后气动外形对机翼性能的影响,机翼结冰前后表面流线的变化如图 7 所

示,结冰严重造成的气旋如图8所示。



(a) 结冰前



(b) 结冰后

图7 结冰前后机翼表面流线对比

Fig.7 The comparison of streamline on wing surface before and after icing

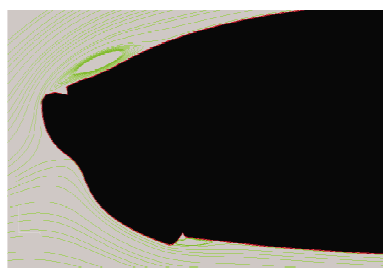


图8 结冰严重造成的气旋

Fig.8  $\Delta$  cyclone caused by freezing seriously

从图7~图8可以看出:结冰前机翼表面流线平滑整齐,不存在气流紊乱、分离现象;结冰后机翼的流线明显开始发生紊乱现象,同时在机翼前缘出现气流分离现象,结冰严重时甚至出现气旋现象<sup>[10]</sup>。

通过模拟分析机翼结冰前后气动特性的变化,如图9~图10所示,曲线分布着圆点代表干净机翼,曲线分布着正方形代表液态水含量为 $0.00075 \text{ kg/m}^3$ 的粗糙流场的机翼,曲线分布着三角形代表结冰的机翼。其中飞机在只含有空气的环境中飞行时,称此时的流场为干净流场;空气中含有液

态水时,称此时的流场为粗糙的流场,即流场含有液态水的多少称为流场的粗糙度。

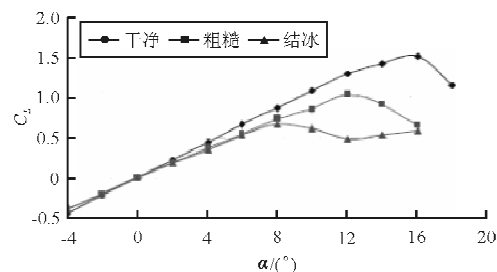


图9 机翼结冰前后升力系数对比图

Fig.9 Comparison of lift coefficient before and after icing on the wing

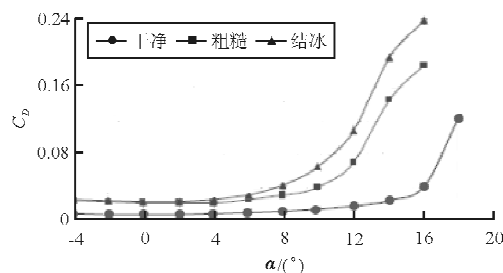


图10 机翼结冰前后阻力系数对比图

Fig.10 Comparison of drag coefficient before and after icing on the wing

从图9~图10可以看出:机翼结冰后,升力系数减小,阻力系数增大;机翼表面出现结冰现象后,在迎角较小时出现气流分离现象,使得临界迎角减小,结冰前翼型的临界迎角约为 $16^\circ$ ,最大升力系数达到了1.5,而结冰后翼型的临界迎角下降到 $8^\circ$ 左右,最大升力系数下降到0.54左右;结冰前阻力系数在迎角为 $16^\circ$ 时开始呈线性增长,而机翼结冰后的阻力系数在迎角为 $8^\circ$ 时就几乎呈线性增长了。由此可知,机翼结冰后,升力系数减小,而阻力系数增大,为保持飞机的正常飞行,必须重视机翼防除冰系统的研究<sup>[11]</sup>。

## 5 机翼防除冰系统的设计与验证

飞机机翼结冰后对其的气动特性影响很大,因此对飞机的防除冰研究也非常重要。飞机的防除冰主要包括加热防除冰、化学防除冰和机械防除冰<sup>[12-14]</sup>。本文对电热防除冰方法进行分析,通过对机翼前缘的电热防除冰系统进行设计,在机翼前

缘的蒙皮内布置电加热元件,通过控制加热元件来改变机翼表面的温度,从而达到防除冰的目的。在机翼前缘的蒙皮内设置 5 个加热垫,如图 11 所示。通过对加热垫的开启和关闭可以形成一个简单的加热系统,使蒙皮外表面温度高于冻结温度,以达到防除冰的目的。

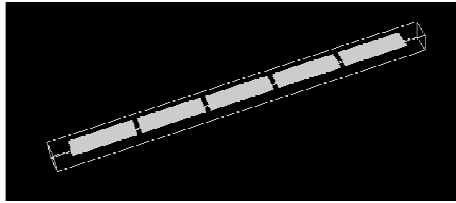


图 11 蒙皮单元内加热垫分布

Fig. 11 Distribution of heating pads in skin unit

### 5.1 热传递方程

加热垫的加热过程是一个热传递的动态过程,热传递的偏微分方程为

$$\rho_s C_p \frac{\partial(\Delta T)}{\partial t} = K \left( \frac{\partial^2(\Delta T)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2(\Delta T)}{\partial y^2} + \frac{\partial^2(\Delta T)}{\partial z^2} - \rho_s \frac{\Delta H}{\Delta T} \right) \quad (8)$$

式中: $\rho_s$  为固体密度; $C_p$  为比热; $K$  为热传导率; $H$  为焓; $\Delta T$  为迭代过程中节点间温度的变化量。

给定时间步长,从一个初始温度  $T$  和初始焓值  $H$  开始,热量传递方程通过迭代方法进行求解,直到与新温度  $T^{new}$  与新焓值  $H^{new}$  对应的温度相匹配。其中:

$$T^{new} = T^{old} + \Delta T \quad (9)$$

$$H^{new} = H^{old} + \Delta H = H^{old} + C_p \Delta T \quad (10)$$

### 5.2 模型建立

机翼蒙皮内防除冰系统模型结构如图 12 所示,蒙皮从外到内依次分布有一层钛、一层氯丁橡胶 1、一层玻璃纤维、一层氯丁橡胶 2、加热系统、一层氯丁橡胶 1、一层绝缘体 2 和一层绝缘体 1,其中加热系统布置 5 个矩形几何加热垫(A、B、C、D、E)。几何加热垫的热通量设置为  $32\ 000\ \text{W}/\text{m}^2$ ,加热垫的厚度可忽略不计。以 D-E-C-B-A 的顺序对每个加热垫依次加热,时间为 10 s,一个周期为 60 s。

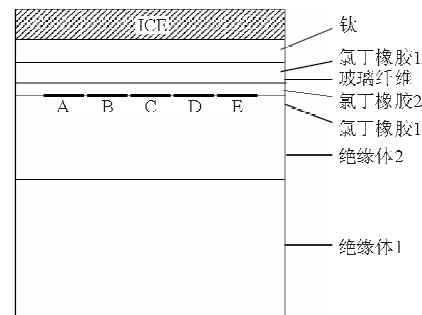
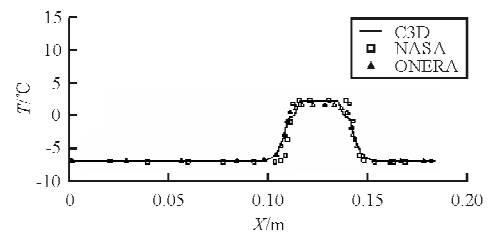


图 12 内嵌加热元件的蒙皮模型

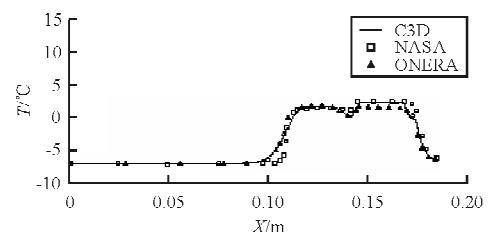
Fig. 12 A skin model with embedded heating element

### 5.3 试验过程及结果

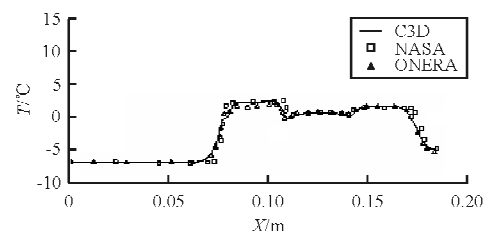
模拟试验时,首先打开 D 加热垫,10 s 后,关闭 D 加热垫,开启 E 加热垫,第二个 10 s 后,关闭 E 加热垫,以此类推,每隔 10 s 关闭前一个加热垫,打开后一个加热垫,50 s 过后,关闭所有的加热垫保持 10 s,记录每个时间段的温度变化,得出的最终数据与国内外文献数据进行对比,试验结果如图 13 所示。



(a) 10 s 时



(b) 20 s 时



(c) 30 s 时

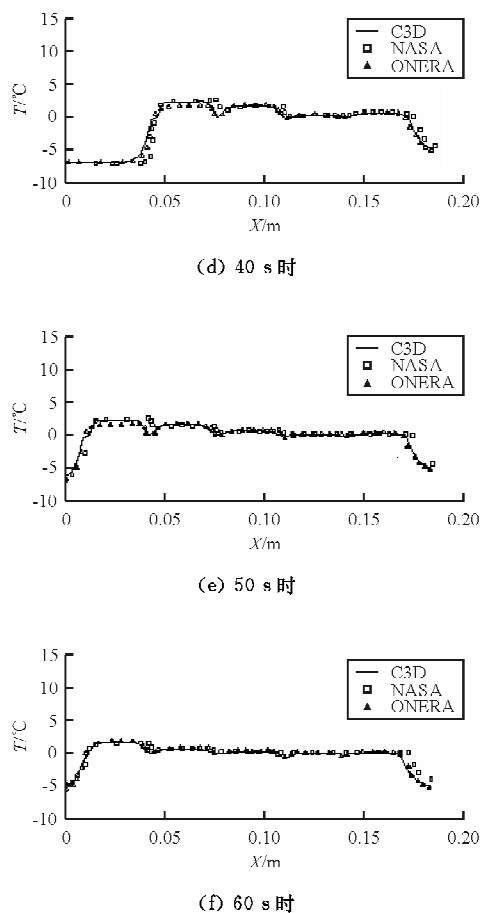


图13 不同时间段蒙皮的温度

Fig. 13 Temperature of skin at different periods

从图13可以看出:一个加热周期过后,冰层与蒙皮分界面的温度都大于冻结温度(273 K),表明电加热系统效果明显,可以有效提高蒙皮表面的温度,使其表面温度高于结冰温度;机翼表面的冰层随着温度升高逐渐融化,冰层与机翼表面的结合力逐渐减小,此时飞机飞行时在气动力、离心力等外力或者振动的作用下,冰层开始脱落,从而达到除冰的效果<sup>[15-16]</sup>。

## 6 结论

(1) 飞行速度越大,水滴的惯性力越大,撞击在机翼表面的水量越多,局部水收集系数越大,水滴运动轨迹的撞击极限位置也越大;温度的变化对水滴的撞击特性影响较小。

(2) 随着温度的不断降低,机翼表面的结冰类型从明冰过渡到混合冰,最后成为霜冰,温度的变化影响着机翼表面结冰的类型、结冰区以及结冰厚

度;同时结冰时间越长,机翼表面的冰层厚度越大,结冰更严重。

(3) 机翼结冰对于飞行安全有重要的影响,本文设计的电热防除冰系统能够有效地预防机翼表面结冰,并能进行周期性除冰。

## 参考文献

- [1] 易贤,朱国林,王开春,等.翼型积冰的数值模拟[J].空气动力学学报,2002,20(4):428-433.  
Yi Xian, Zhu Guolin, Wang Kaichun, et al. Numerically simulating of ice accretion on airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 428-433. (in Chinese)
- [2] 易贤.飞机积冰的数值计算与积冰试验相似准则研究[D].绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2007.  
Yi Xian. Research on similarity criterion of numerical calculation and icing test of aircraft icing[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [3] 陈维建.飞机机翼结冰的数值模拟研究[D].南京:南京航空航天大学,2007.  
Chen Weijian. Numerical simulation of icing on aircraft wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [4] 张大林,杨曦,昂海松.过冷水滴撞击积冰表面的数值模拟[J].航空动力学报,2003,18(1):87-91.  
Zhang Dalin, Yang Xi, Ang Haihong. Numerical simulation of supercooled water droplets impingement on icing surfaces[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1): 87-91. (in Chinese)
- [5] 蒋胜矩.基于N-S方程的大迎角分离流及翼型结冰数值模拟[D].西安:西北工业大学,2004.  
Jiang Shengju. Simulation on separation flow with high angle and iced airfoil based on N-S equation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004. (in Chinese)
- [6] 韩风华,张朝民,王跃欣.飞机机翼表面水滴撞击特性计算[J].北京航空航天大学学报,1995,21(3):16-21.  
Han Fenghua, Zhang Chaomin, Wang Yaoxin. Calculation of water droplet impingement on an airfoil[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1995, 21(3): 16-21. (in Chinese)
- [7] Addy II E, Broeren A P, Zoekler J G, et al. A wind tunnel study of icing effects on a business jet airfoil[C]. AIAA-2003-727, 2003.
- [8] 宛同,袁堂均.机翼积冰之成长预测分析[C]//第三届海峡两岸计算流体力学论文集,2001:189-200.  
Wan Tong, Yuan Tangjun. The growth of wings icing forecast analysis[C] // Proceedings of the Third Cross Strait Computational Fluid Dynamics, 2001: 189-200. (in Chinese)



- [12] 邢联大, 苏振华, 付雷, 等. 基于 VxWorks 的 SAR 信号处理的实现[J]. 电子科技, 2015, 28(6): 150-154.  
Xing Lianda, Su Zhenhua, Fu Lei, et al. Realization of SAR imaging signal processing based on VxWorks[J]. Electronic Science and Technology, 2015, 28(6): 150-154. (in Chinese)
- [13] 朱峰, 周吉超, 赵起超. 一种基于 VxWorks 的导弹火控系统软件实时多任务设计方法[J]. 数字技术与应用, 2015(3): 127-128.  
Zhu Feng, Zhou Jichao, Zhao Qichao. A real-time multi-task design method for missile fire control system software based on VxWorks[J]. Digital Technology and Application, 2015(3): 127-128. (in Chinese)
- [14] 陈福, 张晓红, 赵刚, 等. 飞机机电综合管理平台应用任务调度方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2016, 24(3): 255-257.  
Chen Fu, Zhang Xiaohong, Zhao Gang, et al. Research on application task scheduling method for aircraft electro-mechanical integrated management platform[J]. Computer Measurement and Control, 2016, 24(3): 255-257. (in Chinese)
- [15] 王向军, 张亚元, 张龙祥. 基于 GPS 和高精度实时时钟的时间同步方法[J]. 纳米技术与精密工程, 2016, 14(1): 66-70.  
Wang Xiangjun, Zhang Yayuan, Zhang Longxiang. Time synchronization based on GPS and high-accuracy real-time clock[J]. Nanotechnology and Precision Engineering, 2016, 14(1): 66-70. (in Chinese)

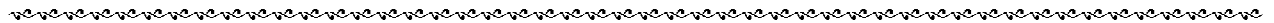
#### 作者简介:

皮祖成(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机载荷应用和任务管理。

王 诚(1981—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:无人机指控系统设计、无人机载荷应用。

陈 文(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:无人机载荷应用、控制软件设计。

(编辑:马文静)



#### (上接第 446 页)

- [9] 宁义君, 冯丽娟. 飞机结冰冰形的时间步长敏感性研究[C]//第十五届全国计算流体力学会议论文集, 2012: 1339-1344.  
Ning Yijun, Feng Lijuan. Study on the time step sensitivity of aircraft icing[C]//Proceedings of the Fifteenth National Conference on Computational Fluid Dynamics, 2012: 1339-1344. (in Chinese)
- [10] Bragg M B. Experimental aerodynamic characteristics of an NACA 0012 airfoil with simulated glaze ice[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(9): 849-854.
- [11] Gent R W, Dart N P, Cansdale J T. Aircraft icing[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society A, 2000(358): 2873-2911.
- [12] 裘夔纲, 韩凤华. 飞机防冰系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.  
Qiu Kuigang, Han Fenghua. Aircraft anti-icing system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [13] 常士楠, 艾素霄, 陈余, 等. 一种飞机机翼表面结冰过程仿真方法[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(10): 2538-2545.  
Chang Shinan, Ai Suxiao, Chen Yu, et al. Simulation approach of ice accretion on airfoil surface[J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(10): 2538-2545. (in Chinese)
- [14] 常士楠, 土长和, 韩凤华. 飞机天线罩结冰情况研究[J]. 航空学报, 1997, 18(4): 423-426.  
Chang Shinan, Tu Changhe, Han Fenghua. Study of icing on an airplane cover[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1997, 18(4): 423-426. (in Chinese)
- [15] Aircraft icing handbook[M]. New Zealand: Civil Aviation Authority, 2000.
- [16] Thomas S K, Cassoni R P, MacArthur C D. Aircraft anti-icing and de-icing techniques and modeling[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(5): 841-854.

#### 作者简介:

王海涛(1972—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器设计、适航技术与研究、载运工具与运用工程。

毛玉坤(1992—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞机防除冰技术。

(编辑:赵毓梅)