

文章编号:1000-8055(2009)07-1457-07

# 结冰翼型表面明冰的压力分布和应力计算

肖春华, 桂业伟, 易 贤, 杜雁霞  
(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

**摘 要:** 在不同来流速度和攻角下, 比较分析了冰型外部压力分布的变化规律, 计算分析了外部压力分布对表面冰型的力学特性影响规律, 研究了冰型和蒙皮界面间最大剪切应力的变化规律, 并结合剪切强度随界面温度变化的实验曲线, 分析了最大剪切应力对冰层脱落的贡献。计算结果表明: 最大剪切应力是剪切强度的 5.48%, 因此气动力对冰层的脱落贡献不大; 当开启热除冰装置后, 由于蒙皮表面温度的不断上升, 冰型和蒙皮界面间剪切强度的下降, 当表面温度为  $-2^{\circ}\text{C}$  时, 最大剪切应力超过剪切强度的 10%, 此位置可能率先产生破裂, 从而加速冰层的脱落。

**关 键 词:** 结冰翼型; 明冰; 压力分布; 应力计算; 有限元

**中图分类号:** V275+.1

**文献标识码:** A

## Pressure distribution and stress calculation of glaze ice on iced airfoil

XIAO Chun-hua, GUI Ye-wei, YI Xian, DU Yan-xia

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

**Abstract:** Under different air velocity and attack angle conditions, the variation of pressure distribution along glaze ice on airfoil was analyzed. The effect of pressure distribution on mechanics characteristics of glaze ice on airfoil was investigated. And variation of max shear stress of interface between glaze ice and airfoil was investigated. Combined with experimental curve of shear strength vs. temperature on interface, the contribution of max shear stress to ice shed was analyzed. The results show that max shear stress accounts for about 5.48% of shear strength. Thus contribution of aerodynamics to ice shed is nonsignificant. If heat deicer is turned on, temperature will climb and shear strength between the ice and airfoil will fall continuously. Max shear stress can exceed 10% of shear strength above  $-2^{\circ}\text{C}$  where the ice may be fractured and ice shed will be accelerated consequently.

**Key words:** iced airfoil; glaze ice; pressure distribution; stress calculation; finite element analysis

飞机飞行时, 机身、机翼等部件表面带冰飞行有两种可能<sup>[1]</sup>: 一是起飞前结冰未及时发现和清除, 二是在结冰气象条件下飞行时未及时启动防冰系统, 或者结冰强度超出防冰系统设计范围而产生结冰。飞机部件表面上形成的冰明显改变了空气动力外形, 对气动力特性影响很大, 对飞机的飞行性能、操纵性能和飞机的飞行安全将造成恶

劣的影响<sup>[2]</sup>, 严重时将机毁人亡。

飞机表面所结的冰层和蒙皮表面间由于粘附作用会存在很强的黏附强度<sup>[3]</sup>, 这种黏附强度和结冰的类型、蒙皮的材料特性和表面粗糙度等因素关系密切, 需经过大量实验才能获得<sup>[4]</sup>。通常按照切向和法向可以分为剪切强度和抗拉/压强度, 一般情况下, 冰层和蒙皮表面间的抗拉/压强度比

收稿日期: 2008-06-26; 修订日期: 2008-09-25

基金项目: 国家自然科学基金(10672174)

作者简介: 肖春华(1976-), 男, 江西南康人, 助研, 博士生, 主要从事飞机防除冰方面的研究。E-mail: dragoner76@163.com

剪切强度大很多,所以在研究外部压力对表面冰型的力学特性影响时,主要考虑外力对冰层切向的剪切破坏作用。

冰层和蒙皮表面间固有的剪切强度和冰层-蒙皮界面温度关系密切<sup>[4]</sup>,在低于某个温度时剪切强度基本保持恒定的值,随着温度逐步向融点附近靠近,剪切强度逐步减小并接近于零。当热除冰装置采用加热方式进行除冰时,表面温度不断升高,蒙皮表面所固结的冰层由于剪切强度的急剧下降,在气动力作用下将会加速脱落。因此,很有必要研究气动力对飞机部件表面冰层力学特性的影响,评估气动力对冰层脱落的贡献大小,这对于飞机除冰的研究和预测冰的脱落有很重要的意义,也是除冰装置设计者非常关心的问题。

本文采用有限元方法<sup>[5]</sup>,对气动力作用下部件表面所结的明冰进行了应力计算和分析,获得了外部压力分布对部件表面冰的力学特性影响规律,对于除冰研究和冰脱落的预测研究具有一定的参考价值。

## 1 数值方法

### 1.1 计算模型

带冰翼型为 NACA0012 翼型,如图 1 所示,表面所结冰型是明冰,外形由文献[6]获得。



图1 带冰翼型

Fig. 1 Iced airfoil

翼型的前缘局部放大后,得到明冰外形的清晰型线,见图 2。冰型在外表面受到外部流场的压力作用,在内表面和蒙皮固结,当外力超过冰型和蒙皮表面间的剪切强度冰型才能脱落。冰型和蒙皮界面换热应力分布曲线是分析判断的依据。图 3 中 0/1 分别表示冰型上/下表面根部。

### 1.2 平面应力基本方程<sup>[5]</sup>

#### 1.2.1 平衡方程

$$A\sigma + \bar{f} = 0 \quad (1)$$

其中 A 是微分算子,  $A = \begin{bmatrix} \frac{\partial}{\partial x} & 0 & \frac{\partial}{\partial y} \\ 0 & \frac{\partial}{\partial y} & \frac{\partial}{\partial x} \end{bmatrix}$ ,  $\sigma$  是应力向量,  $\sigma = [\sigma_x \quad \sigma_y \quad \tau_{xy}]^T$ ,  $\bar{f}$  是体积力向量,

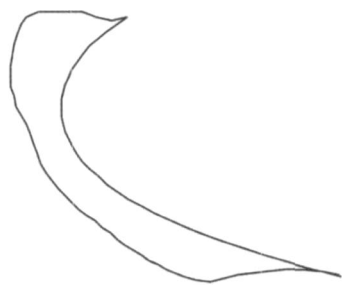


图2 翼型前缘明冰局部放大图

Fig. 2 Local blowup of glaze ice on airfoil front

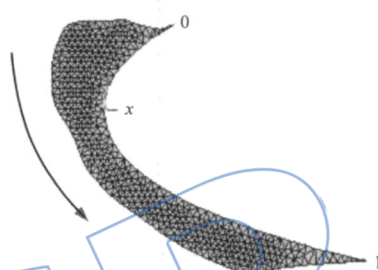


图3 明冰的计算网格

Fig. 3 Computational mesh of glaze ice

$$\bar{f} = [\bar{f}_x \quad \bar{f}_y]^T.$$

#### 1.2.2 几何方程——应变-位移关系

$$\varepsilon = Lu \quad (2)$$

其中  $\varepsilon$  是应变向量,  $\varepsilon = [\varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \gamma_{xy}]^T$ , L 是微分算子矩阵,  $L = A^T$ , u 是位移向量,  $u = [u \quad v]^T$ .

#### 1.2.3 物理方程——应力-应变关系

$$\sigma = D\varepsilon \quad (\text{在 } V \text{ 内}) \quad (3)$$

其中 D 是弹性矩阵,  $D = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix}$ .

### 1.3 边界条件

#### 1.3.1 几何边界条件

$$u = \bar{u} \quad (\text{在 } S_u \text{ 上}) \quad (4)$$

其中位移  $\bar{u} = \begin{bmatrix} \bar{u} \\ \bar{v} \end{bmatrix}$ . 冰型外表面无约束,内表面(冰层和蒙皮间)采用零位移和无旋转的约束条件,机翼认为是刚性材料,不发生变形。

#### 1.3.2 力的边界条件

$$n\sigma = F \quad (\text{在 } S_\sigma \text{ 上}) \quad (5)$$

其中  $n = \begin{bmatrix} n_x & 0 & n_y \\ 0 & n_y & n_x \end{bmatrix}$ , 面力  $F = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \end{bmatrix}$ . 冰型外

表面受压力作用,计算外部流场得到的压力值直接加载到冰型外表面每个单元界面中点,沿法向方向作用于冰型外表面单元界面上,正/负号分别代表压/拉力.外部流场通过求解低速黏流的时均 Navier-Stokes 方程组获得<sup>[6]</sup>,通用形式如下:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \phi - \Gamma_{\phi} \text{grad} \phi) = q_{\phi} \quad (6)$$

1.4 计算方法

1.4.1 外流场压力分布计算

采用有限体积法对通用形式(6)进行离散,压力速度耦合采用 SIMPL E 算法,代数方程组采用 SIP(strongly implicit procedure)强隐式方法迭代求解,边界条件采用入口、出口、对称和固壁边界条件,冰型外表面的压力分布值通过最靠近固壁边界网格的压力值插值获得,压力分布的来流条件见表 1,来流密度 1.225 kg/m<sup>3</sup>.

1.4.2 冰型内部应力计算

采用有限元方法和非结构网格技术<sup>[5]</sup>,由于冰型外形是不规则的,网格单元采用三节点平面应力三角形单元,较好地适应了冰型不规则的外部形状,计算的网格示意图见图 3 所示,针对二维平面有限元模型,对结冰翼型的表面明冰进行了应力计算.

表 1 来流条件  
Table 1 Inflow condition

| 序号 | 来流速度 $V/(m/s)$ | 攻角 $\alpha(^{\circ})$ |    |   |     |
|----|----------------|-----------------------|----|---|-----|
| 1  | 45.0           | -0                    |    | 4 |     |
| 2  | 136.0          | 0                     |    | 4 |     |
| 3  | 170.0          | 0                     |    | 4 |     |
| 4  | 102.0          | -8                    | -4 | 0 | 4 8 |

1.5 物性参数

明冰的物性参数如表 2 所示.

表 2 冰型的物性参数表  
Table 2 Material properties of the glaze ice

| 密度/(kg/m <sup>3</sup> ) | 弹性模量/10 <sup>9</sup> Pa | 泊松比 |
|-------------------------|-------------------------|-----|
| 920                     | 1                       | 0.3 |

2 计算结果和分析

2.1 压力分布对比

采用如图 2 冰型进行应力计算,由于影响冰

型应力分布的外因是外表面的压力分布,所以,进行冰型应力分析前,有必要对不同来流速度和攻角下冰型外表面单元的压力分布进行比较分析.图 4~图 6 中纵坐标是压力增量,横坐标是冰型外表面单元编号,如图 3 中从 0→1 按逆时针方向排列,本文所说的正/负压力是指当地静压和来流参考压力的压力增量<sup>[3]</sup>.

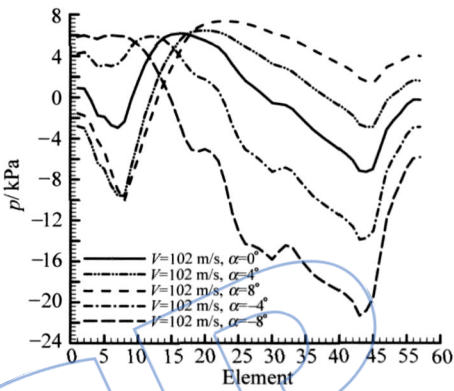


图 4 不同攻角下明冰外表面单元的压力分布  
Fig. 4 Pressure distribution vs. attack angle  
( $V=102\text{ m/s}$ )

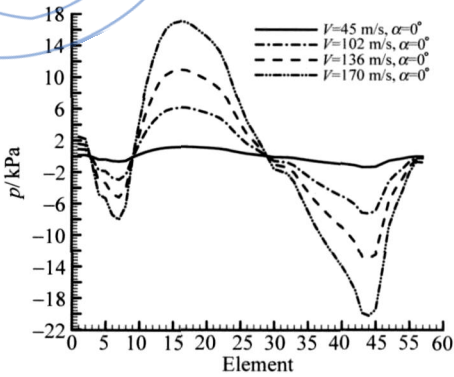


图 5 不同来流速度下明冰外表面单元的压力分布  
Fig. 5 Pressure distribution vs. velocity ( $\alpha=0^{\circ}$ )

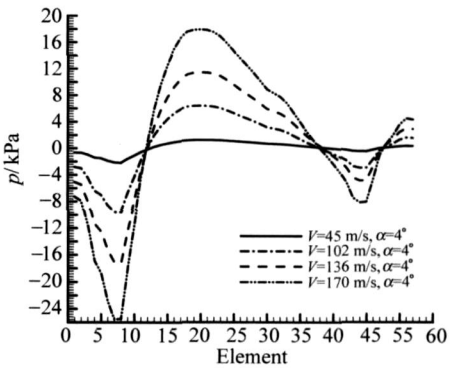


图 6 不同来流速度下明冰外表面单元的压力分布  
Fig. 6 Pressure distribution vs. velocity ( $\alpha=4^{\circ}$ )

图4是来流速度102 m/s、不同攻角下明冰外表面单元的压力分布曲线,通过比较发现,随着攻角从0增加到8°,出现较大负压区的位置从冰型下表面逐渐转移到冰型上表面,而且负压绝对值越来越大,下表面负压绝对值越来越小,最大负压绝对值均比驻点附近能达到的正压力大。随着攻角从0减小到-8°,冰型上表面逐渐出现正压区,绝对值越来越大位置越来越往上,下表面的负压区绝对值越来越大。攻角为0°时,驻点位于冰型上表面,流经驻点的流线是一条分叉流线,把来流分为两部分,一部分气流绕路程较短的上表面出现加速,达到相对较小的速度峰值,从而在上表面出现较小的负压区,而另一部分气流则沿冰型下表面往后流去,出现更大的加速,达到更大的速度峰值,从而在下表面靠后位置出现较大的负压区。随着攻角的变化,流线分叉位置相应变化,负压区和正压区的位置也随之变化。

图5是不同来流速度条件下,攻角0°时明冰外表面单元的压力分布比较,从图可看出,来流速度为45 m/s时,压力分布曲线的变化比较平缓,因为速度较低时,冰型表面附近的动压较小,外表面单元压力增量也很小的原因。随着来流速度的增大,驻点附近的正压力不断增大,因为该位置速度为零,静压最大。随着来流速度的增大,作用在冰型上表面较小负压的绝对值越来越大,作用在下表面较大负压的绝对值也越来越大,压力增量的变化越来越剧烈。相对于冰型上表面较小的负压区,下表面出现的负压绝对值要大得多,因为攻角为零时,驻点位于冰型上表面,由于来流速度增加,往上的分叉气流和往下的分叉气流加速越大,各自到达的速度峰值也越大,动压也就相应越大,故出现的负压绝对值也越来越大。

图6是不同来流速度条件下,攻角为4°时明冰外表面单元的压力分布比较,由图可知,来流速度45 m/s时的压力分布曲线变化平缓,但比攻角为零时的差别要稍微明显一些,这是由于驻点往下表面移动造成的结果。随着攻角的增大,正压区逐渐往下表面移动,上表面出现较大的负压区,而下表面出现较小的负压区,这是驻点往下表面移动的结果,具体解释类似图4和图5。

## 2.2 冰型应力分析

通过数值计算,本文获得了不同来流速度和攻角下冰型的应力分布曲线,其中包括冰层和蒙皮间界面(简称界面)法向应力 $x$ 分量、法向应力

$y$ 分量和切向应力分布曲线。图7~图15中横坐标是界面拉平的曲线段,原点如图3中的0点,方向沿界面曲线切向从0→1。

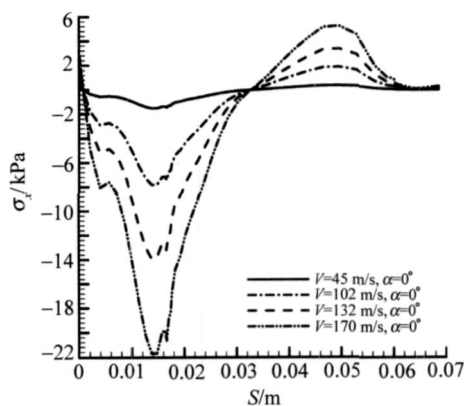


图7 界面法向应力分量 $\sigma_x$ 分布

Fig. 7 Normal stress distribution of interface ( $\alpha=0^\circ$ )

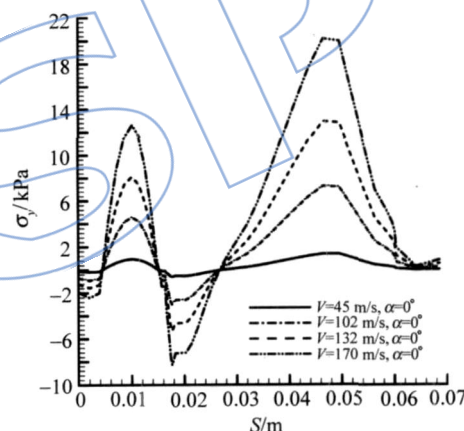


图8 界面法向应力分量 $\sigma_y$ 分布

Fig. 8 Normal stress distribution of interface ( $\alpha=0^\circ$ )

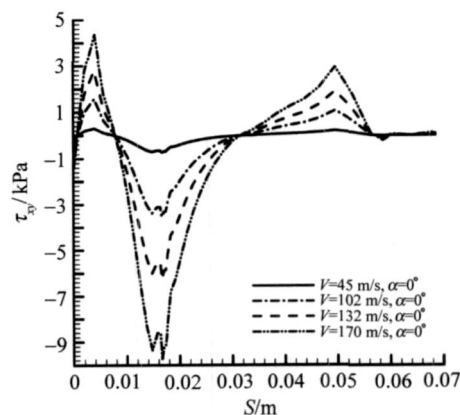


图9 界面切向应力 $\tau_{xy}$ 分布

Fig. 9 Shear stress distribution of interface ( $\alpha=0^\circ$ )

图7是不同来流速度下攻角0°时,界面法向应力分量 $\sigma_x$ 的分布曲线,由图可知,来流速度较

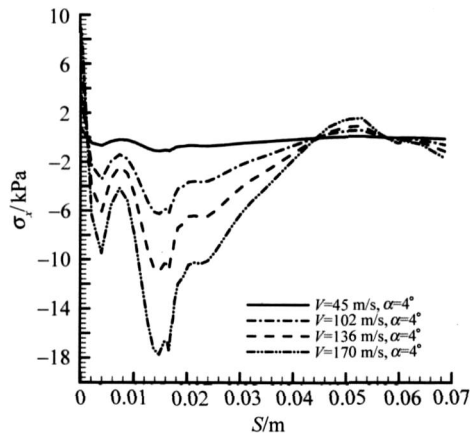


图 10 界面法向应力分量  $\sigma_x$  分布

Fig. 10 Normal stress distribution of interface ( $\alpha=4^\circ$ )

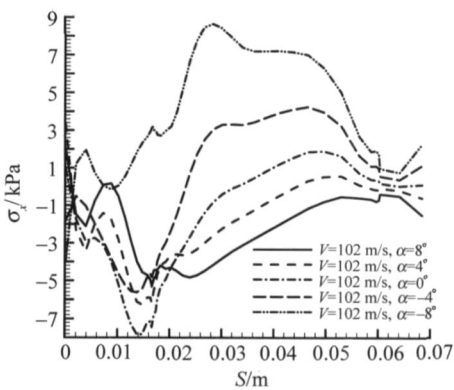


图 13 界面法向应力分量  $\sigma_x$  分布

Fig. 13 Normal stress distribution of interface ( $V=102\text{ m/s}$ )

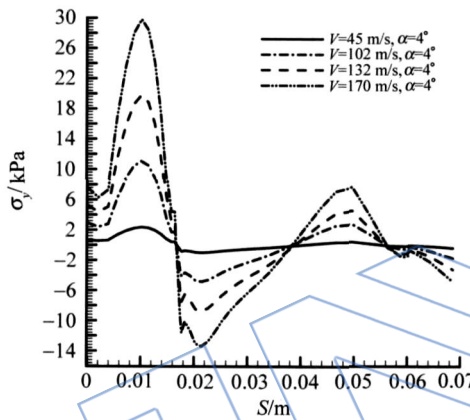


图 11 界面法向应力分量  $\sigma_y$  分布

Fig. 11 Normal stress distribution of interface ( $\alpha=4^\circ$ )

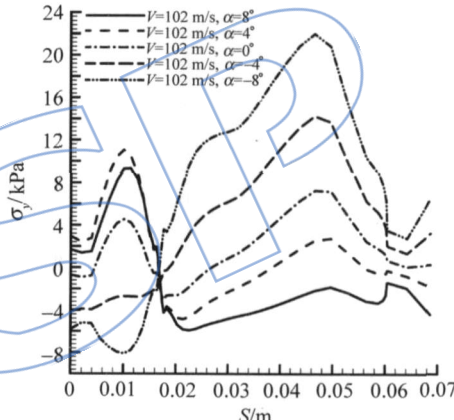


图 14 界面法向应力分量  $\sigma_y$  分布

Fig. 14 Normal stress distribution of interface ( $V=102\text{ m/s}$ )

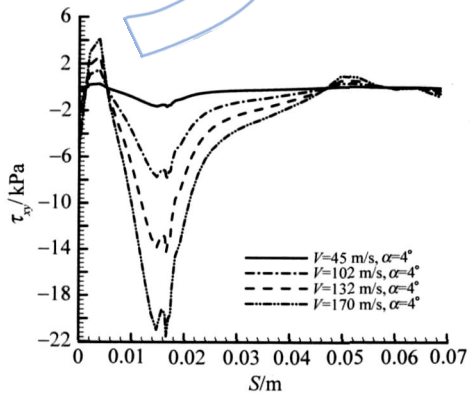


图 12 界面切向应力  $\tau_{xy}$  分布

Fig. 12 Shear stress distribution of interface ( $\alpha=4^\circ$ )

低时,  $\sigma_x$  变化很小. 冰型上界面出现负  $\sigma_x$  区, 下界面出现正  $\sigma_x$  区, 应力绝对值均随速度的增加呈增大趋势, 上界面出现应力峰值,  $\sigma_x$  绝对值比下界面的大得多. 图 8 是不同来流速度下攻角  $0^\circ$  时, 界面法向应力分量  $\sigma_y$  的分布曲线, 当来流速度较低

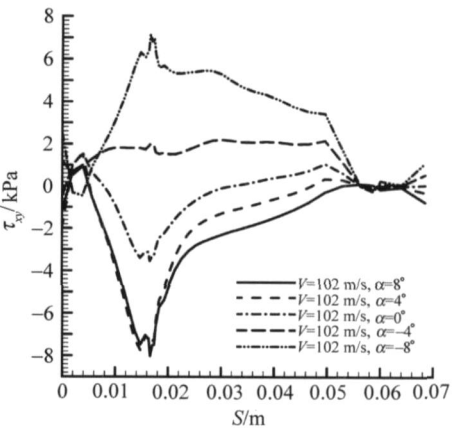


图 15 界面切向应力  $\tau_{xy}$  分布

Fig. 15 Shear stress distribution of interface ( $V=102\text{ m/s}$ )

时,  $\sigma_y$  变化很小. 上界面出现正  $\sigma_y$  区, 靠近驻点附近的界面出现负  $\sigma_y$  区, 下界面出现的正  $\sigma_y$  区, 绝对值随来流速度增加越来越大, 下界面出现应力

峰值.图9是不同来流速度下攻角0°时,界面切向应力 $\tau_{xy}$ 的分布曲线.来流速度较低时,曲线基本重合,上界面出现正的 $\tau_{xy}$ ,在靠近驻点附近的界面出现负的 $\tau_{xy}$ ,下界面出现正的 $\tau_{xy}$ ,绝对值均随来流速度增大呈增大趋势.

图10是不同来流速度下攻角为4°时,界面法向应力分量 $\sigma_x$ 的分布曲线,来流速度较低时的分布曲线差别很小.上界面出现较大负的 $\sigma_x$ 区,并出现应力峰值,下界面出现较小的正 $\sigma_x$ 区,应力绝对值都随速度增加不断增大.图11是不同来流速度下攻角为4°时,界面法向应力分量 $\sigma_y$ 的分布曲线,来流速度较低时的分布曲线差别非常小.上界面出现正 $\sigma_y$ 区,靠近驻点附近的界面出现负 $\sigma_y$ 区,下界面出现较小的正 $\sigma_y$ 区,均随速度的增加其绝对值不断增大.图12是不同来流速度下攻角为4°时,界面切向应力 $\tau_{xy}$ 的分布曲线,当来流速度较低时的分布曲线差别极小,上界面出现很小的正 $\tau_{xy}$ 区,下界面也出现非常小的正 $\tau_{xy}$ 区,靠近驻点附近的界面出现很大的负 $\tau_{xy}$ 区,绝对值随来流速度增加不断的增大.

图13是来流速度为102 m/s,不同攻角下界面法向应力分量 $\sigma_x$ 分布.由图可看出,上界面最上端附近和下界面最下端附近, $\sigma_x$ 接近于零,攻角从8°减小到-8°时,下界面的 $\sigma_x$ 由负逐渐变正并呈增大趋势.图14是来流速度为102 m/s,不同攻角下界面法向应力分量 $\sigma_y$ 分布.从图上可看出,攻角从8°减小到-8°时,下界面的 $\sigma_y$ 逐渐从负值变成正值并呈增大趋势,攻角为4°和8°时,最大 $\sigma_y$ 出现在上界面,而攻角为0°、-4°和-8°时,最大 $\sigma_y$ 出现在下界面,绝对值随攻角减小逐渐增大.图15是来流速度为102 m/s,不同攻角下界面法向应力分量 $\tau_{xy}$ 分布.由图可知,上界面最上端附近和下界面最下端附近, $\tau_{xy}$ 基本为零,最大剪切应力出现在上界面附近,攻角为8°时,上界面附近出现很大的负 $\tau_{xy}$ 区,随着攻角减小,负 $\tau_{xy}$ 区渐渐变小,攻角-4°时,上界面附近出现正 $\tau_{xy}$ 区,攻角减小至-8°时,上界面的正 $\tau_{xy}$ 区进一步扩大,最大剪切应力的绝对值和攻角8°时的很接近.

图16是攻角为0°时界面最大剪切应力 $\tau_{xy}$ 随速度的变化,由图可知,来流速度较低时,界面最大剪切应力较小,随着来流速度的增大,最大剪切应力绝对值呈现出近似线性增大的趋势,来流速度170 m/s时,最大剪切应力达到-9775.3 Pa.图17是攻角为4°时界面最大剪切应力 $\tau_{xy}$ 随速度的变化,规律和图16一样,来流速度较低时,最大剪

切应力较小,随着来流速度的增大,最大剪切应力的绝对值也近似线性的增大,当来流速度170 m/s时,最大剪切应力达到-21540.0 Pa.图18是界面最大剪切应力 $\tau_{xy}$ 随攻角的变化,攻角4°的最大剪切应力和攻角8°的相差不大,而攻角低于4°时,最大剪切应力随攻角增加由正到负呈近似线性减小的趋势.

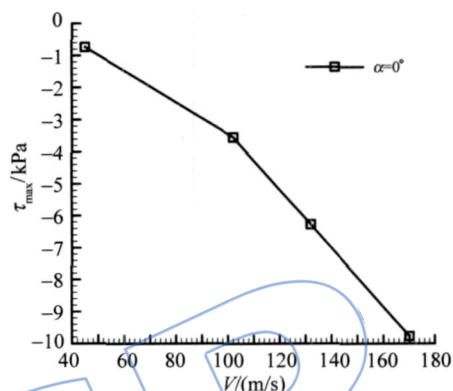


图16 界面最大剪切应力 $\tau_{xy}$ 随速度的变化  
Fig. 16 Max shear stress of interface vs. velocity

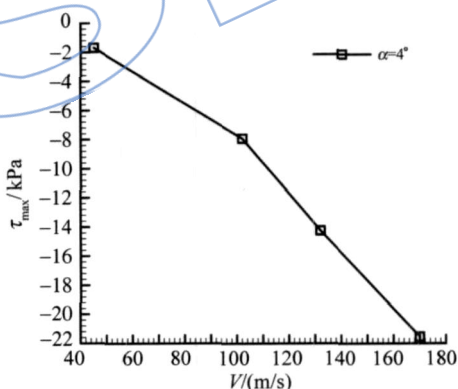


图17 界面最大剪切应力 $\tau_{xy}$ 随速度的变化  
Fig. 17 Max shear stress of interface vs. velocity

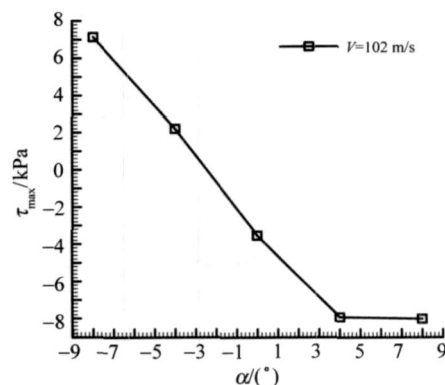


图18 界面最大剪切应力 $\tau_{xy}$ 随攻角的变化  
Fig. 18 Max shear stress of interface vs. attack angle

图 19 是界面剪切强度随界面温度的变化,是文献[4]总结出来的实验统计平均曲线,从图上可看出,在温度低于  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  时,界面的剪切强度基本是恒定的值,大约是  $393\,001.3\text{ Pa}$ ,当温度高于  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  时,界面的剪切强度随温度升高急剧的下降,呈线性下降的趋势,在  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$  时降到最小值零。

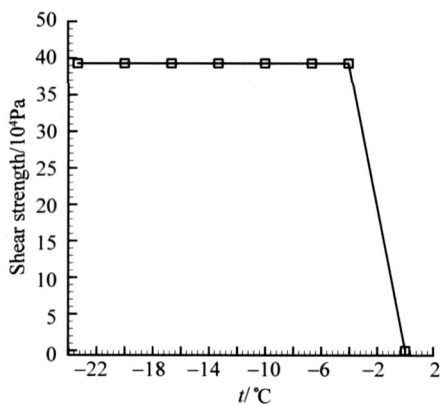


图 19 界面剪切强度随界面温度的变化<sup>[4]</sup>

Fig. 19 Shear strength of interface vs. temperature<sup>[4]</sup>

当来流速度  $170\text{ m/s}$ , 攻角  $4^{\circ}$  时, 冰型和蒙皮界面间的最大剪切应力为  $-21\,540.0\text{ Pa}$ , 如果表面温度低于  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  时, 由于剪切强度基本为恒定值  $393\,001.3\text{ Pa}$ , 最大剪切应力是剪切强度的  $5.48\%$ 。当开启电热除冰装置除冰时, 如果表面温度高于  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  时, 由于界面温度的升高, 剪切强度的下降, 最大剪切应力对冰层脱落的贡献也就越来越大, 当表面温度大约为  $-2\text{ }^{\circ}\text{C}$  的时候, 最大剪切应力是剪切强度的  $10\%$  以上。如果界面间每个位置的剪切应力均大于剪切强度, 冰型将自动脱落。本文计算表明, 如果不考虑剪切强度随表面温度的变化, 气动力对于冰层的脱落贡献不大, 只有当开启电热除冰装置后, 由于表面温度的上升, 剪切强度的下降, 最大剪切应力产生的位置将可能率先破裂, 从而加速冰层的脱落。

### 3 结 论

本文采用有限元方法和平面应力三角形单元, 结合冰型外部压力分布, 对结冰翼型表面明冰的平面应力问题进行了计算和分析, 获得如下结论:

1) 零攻角往正攻角增加时, 出现较大负压区的位置从冰型下表面逐渐转移到上表面, 且负压绝对值越来越大, 下表面的负压绝对值越来越小, 最大负压绝对值均比驻点附近能达到的正压力大。零攻角往负攻角减小时, 冰型上表面逐渐出现

越来越大的正压区, 位置逐渐往上靠, 下表面出现绝对值越来越大的负压区。来流速度较低时, 冰型外表面压力分布变化较小; 来流速度增大时, 压力分布变化越来越剧烈, 驻点附近的正压区压力不断增大。零攻角时, 冰型上表面出现较小负压区, 下表面出现较大负压区, 当攻角为  $4^{\circ}$  时, 冰型上表面出现较大负压区, 下表面出现较小负压区, 最大负压力的绝对值均比正压力大, 压力绝对值均随来流速度增加而增大。

2) 最大剪切应力出现在上界面。来流速度较低时, 沿界面的应力分布  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  和  $\tau_{xy}$  变化较小; 来流速度增加时,  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  和  $\tau_{xy}$  的变化越来越剧烈, 正/负应力区的应力绝对值也不断增大, 最大剪切应力的绝对值呈线性增大趋势。上下界面根部附近,  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  和  $\tau_{xy}$  都比较小; 正攻角往负攻角减小时, 上界面的负  $\tau_{xy}$  区逐渐转变成正  $\tau_{xy}$  区, 随着负攻角的进一步减小, 上界面的正  $\tau_{xy}$  区也进一步扩大。

3) 通常情况下, 表面温度低于  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  时, 本文的最大剪切应力是剪切强度的  $5.48\%$ , 因此气动力对冰脱落的贡献不大; 开启热除冰装置后, 表面温度高于  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  时, 随着界面温度的升高, 剪切强度不断下降, 表面温度高于  $-2\text{ }^{\circ}\text{C}$  时, 最大剪切应力是剪切强度的  $10\%$  以上, 在不到融化温度时, 该处位置将率先破裂, 加速了冰层的脱落。

致谢:

感谢耿湘人研究员、张书俊博士在有限元方面的指导以及张小庆博士和刘磊硕士的审阅。

### 参考文献:

- [1] Civil Aviation Authority. Aircraft icing handbook [M]. New Zealand: Civil Aviation Authority, 2000.
- [2] 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.
- [3] Scavuzzo R J, Chu M L, Ananthaswamy V. Influence of aerodynamic forces in ice shedding [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(3): 526-530.
- [4] Scavuzzo R J, Chu M L. Structural properties of impact ices accreted on aircraft structures [R]. NASA Contractor Report 179580, 1987.
- [5] 王勖成, 邵敏. 有限单元法基本原理和数值方法 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1997.
- [6] 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. Numerical computation of aircraft icing and study on icing test scaling law [D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)