

风洞侧壁干扰对机翼表面霜冰的影响

郭奇灵¹, 刘森云¹, 易 贤^{1,2}, 郭向东¹, 刘 宇¹, 杨升科¹

(1. 中国空气动力研究与发展中心 结冰与防/除冰重点实验室, 四川 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心 空气动力学国家重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 采用数值模拟的方法研究了不同阻塞度下侧壁干扰对 NACA0012 翼型表面霜冰生长的影响。通过对流场和水滴撞击特性的研究发现:侧壁干扰会压缩来流空气,致使更多水滴跟随气流向机翼前缘汇集,增大了翼面水滴收集系数,且翼面水滴总收集量与阻塞度成正比、与液滴雷诺数成反比;同时会改变水滴的撞击方向,使水滴撞击极限和最大水收集系数的位置发生偏移。采用多步法对结冰特性的研究发现:在基准计算工况下,当阻塞度为 20% 时,侧壁干扰效应带来结冰量的相对附加增量约为 16%;在同一阻塞度下,各时间步长内的结冰相对附加增量基本相等。提出了一种表征侧壁干扰对水滴收集影响强弱的因子,该影响因子与水滴收集相对附加增量具有较高的线性关系。

关 键 词: 侧壁干扰; 阻塞度; 水滴撞击; 霜冰生长; 水滴收集量; 结冰量

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Influence of sidewall interference in wind tunnel on rime ice on airfoil

GUO Qiling¹, LIU Senyun¹, YI Xian^{1,2}, GUO Xiangdong¹,
LIU Yu¹, YANG Shengke¹

(1. Key Laboratory of Icing and Anti/de-icing,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China;

2. State Laboratory of Aerodynamics,

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

Abstract: Numerical simulation was used to study the influence of sidewall interference on the process of ice accretion on NACA0012 airfoil under different blockage ratios. Research on the flow field and droplet trajectories showed that the sidewall can compress the air, causing more droplets to impact the leading edge of the wing, increasing the collection coefficient; the total amount of droplets collected on the wing surface was proportional to the blockage ratio and inversely proportional to the droplet Reynolds number; the sidewall can change the direction of droplet impaction, causing the offset of impingement limit and the position of the maximum local collection coefficient. The study of ice accretion using a multi-step method showed that the relative additional increment caused by the sidewall interference influence was about 16% under the baseline calculation condition, when the blockage ratio was 20% the relative additional increment

收稿日期: 2020-12-09

基金项目: 国家自然科学基金(12002364)

作者简介: 郭奇灵(1993—),男,助理工程师,硕士,主要从事飞机结冰与防除冰研究。

引用格式: 郭奇灵,刘森云,易贤,等. 风洞侧壁干扰对机翼表面霜冰的影响[J]. 航空动力学报,2021,36(10):2197-2206. GUO Qiling, LIU Senyun, YI Xian, et al. Influence of sidewall interference in wind tunnel on rime ice on airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(10): 2197-2206.

icing mass in each time step was basically the same under the same blockage ratio. A factor reflecting the influence of sidewall interference on droplet collection was proposed, indicating an approximate linear relation with the additional increment of droplet collection.

Key words: sidewall interference; blockage ratio; droplet trajectory; rime ice accretion; amount of droplets collected; icing mass

冰风洞试验是研究飞机结冰及防除冰问题的最常用手段^[1]。实际飞行的飞机没有边界的限制,而冰风洞试验时翼型四周被洞壁包围,限制了气流的自由发展,会对翼型扰流流场的流动换热及水滴运动产生干扰,影响冰风洞的试验结果^[2]。为减小洞壁干扰对试验结果带来的误差可增大风洞尺寸或缩小模型,前者受到建造难度、工程投资、运行费用等诸多方面的限制难以实现,后者因结冰试验的模型缩比相似转换方法复杂还存在非常大的局限性^[3]。因此,开展洞壁干扰对翼型结冰影响的研究具有重要的意义。

有关风洞洞壁干扰及其修正技术的研究伴随着风洞试验技术的发展而不断推进^[4-6]。洞壁边界的扰动会在机翼扰流流场产生一个附加速度,分为平行来流和垂直来流两个速度分量^[7-8],前者由阻塞干扰^[9]引起,后者由升力干扰^[10]引起,机翼扰流流线曲率的改变则由流线弯曲干扰^[7]引起。为减小洞壁干扰对试验结果的影响,发展出了减小洞壁干扰源的侧壁抽吸、吹气^[11-12]技术和修正试验数据的映像法^[13]、壁压信息法^[14]等洞壁干扰修正方法。这些方法已广泛应用于常规气动力试验,均有各自的优缺点^[15],仍在不断的完善发展中。

相较于常规气动力试验,国内外学者对于洞壁干扰对结冰试验结果影响的认知非常有限,仅在国外有几篇相关文献^[2,16-17]发表,尚未开展相应修正技术的研究。Qin等^[16]利用数值模拟研究了洞壁干扰对一后掠翼型水滴撞击特性的影响。计算结果表明:风洞侧壁干扰会造成空气的驻点位置的偏移,对机翼表面水收集系数分布的影响较大。Clark^[17]在The National Research Council of Canada Altitude Icing Wind Tunnel(NRCAIWT)的试验结果表明:当水滴直径和来流速度的乘积大于某个值时,洞壁干扰对驻点处水滴收集系数的影响可忽略不计。Zocca等^[2]研究了风洞侧壁干扰对翼型结冰试验结果的影响,发现侧壁干扰会对翼型结冰冰形带来较大的偏差,其对结冰翼型升力系数带来的误差能达到10%以上。上述研究对冰风洞洞壁干扰有了初步的认识,但相应

影响机理的研究不够,尚未摸清洞壁干扰的影响机制。

霜冰,又称毛冰、乳白色冰、不透明冰,是指过冷水滴接触飞机表面还没完全凝结形成的冰。本文以侧壁干扰对机翼表面霜冰的影响为研究对象,首先研究了不同阻塞度下侧壁干扰对翼型扰流流场的影响,分析了其中的影响机制;然后在此基础上研究了侧壁干扰对水滴撞击特性和翼面结冰的影响;最后分析了侧壁干扰在不同阻塞度、来流速度、水滴直径下对霜冰的影响规律。

1 计算方法

1.1 控制方程及物理模型

本文计算采用团队开发程序,计算过程分为3个步骤:首先,计算Navier-Stokes方程获取机翼外流场,采用SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型^[16]计算可压流场;然后,求解水滴运动的欧拉方程,获取机翼表面的水滴撞击特性,最后利用水滴收集结果计算NACA0012翼型的结冰生长。

飞机的绕流流场会随冰形变化而发生相应的改变,反过来又会影响到水滴的运动轨迹,为提高计算的准确性,本文采用多步长法计算整个结冰过程。综合考虑计算结果的准确性和计算资源的耗费,本文设置的时间步长为60 s,步数为6次。

本文研究的是可压缩理想流体的流动问题,在笛卡儿坐标系下,以张量形式表示的湍流流动控制微分方程如下:

连续方程为

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i) = 0 \quad (1)$$

动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho v_i v_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho v'_i v'_j) \quad (2)$$

能量方程为

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho v_i c_p T) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\kappa_i \left(\mu_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial v_i}{\partial x_j} \left[\mu_{\text{eff}} \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{\text{eff}} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \right] \quad (3)$$

式(1)~式(3)中 x, y, z 分别对应正交直角坐标; v 表示气流速度, ρ 表示气流密度, T 表示温度, p 表示压强, μ 表示气体分子黏度, c_p 表示气体的比定压热容, κ_i 表示气体的导热系数, μ_{eff} 表示气体的有效黏度。

利用欧拉法求解时将含有水滴的空气流动视为气液两相流动^[18],简化后水滴的连续方程和控制方程为

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

$$\frac{\partial \mathbf{u}_d}{\partial t} + \mathbf{u}_d \cdot \nabla \mathbf{u}_d = \frac{C_d Re_d}{24K} (\mathbf{u}_a - \mathbf{u}_d) + \left(1 - \frac{\rho_a}{\rho_d} \right) \frac{1}{Fr^2} \mathbf{G}_d \quad (5)$$

式中 $\alpha, \mathbf{u}_d, \rho_d, \mathbf{G}_d$ 分别为液滴容积分数、速度矢量、密度和重力; $\mathbf{u}_a, \rho_a$ 分别为气体速度矢量和密度; Re_d, K, Fr 分别为液滴相对雷诺数、惯性因子和费劳德数; C_d 为由经验公式拟合的液滴阻尼系数^[19]。

1.2 计算模型及网格

本文以NACA0012翼型为计算对象,翼型弦长为0.534 4 m,攻角为4°,计算模型中心区示意图如图1所示,计算域入口距前缘7.5倍弦长,出口距尾缘5倍弦长。定义风洞阻塞度 σ/w :模型沿风洞轴向的投影厚度 σ 与风洞的横向宽度 w 之比,从几何上表征风洞侧壁干扰的影响程度。本文计算时固定翼型尺寸,通过调整风洞的横向宽度来模拟不同的风洞阻塞度。

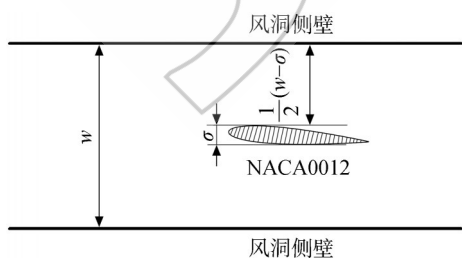


图1 计算模型中心区示意图

Fig.1 Schematic diagram of the center area of the calculation model

模型采用结构化网格,如图2所示,总网格数为120万。在翼面和风洞侧壁设置了边界层,第1层网格高度为0.012 mm,增长率为1.15,边界层

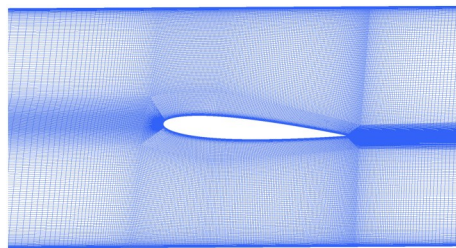


图2 计算模型中心区网格

Fig.2 Mesh in the center area of the calculation model

数为20层,保证了计算壁面的 y^+ 小于1;对机翼前缘进行网格加密处理,前缘部位的网格尺度为0.6 mm。

1.3 计算方法验证

验证算例采用和文献[20]相同的气象条件,翼型NACA0012,弦长为0.533 4 m,攻角为4°,飞行速度为67.05 m/s,大气压力为101 325 Pa,大气温度为244.85 K,水滴直径为20 μm ,液态水含量为1.0 g/m³,结冰时长为360 s。图3为计算冰形与的试验结果对比,图中 $x/C, y/C$ 代表横、纵坐标与机翼弦长之比,计算模型宽度 $w=2\ 743.2$ mm,与试验所在美国国家航空航天局(NASA) Glenn's Icing Research Tunnel(IRT)风洞宽度一致,阻塞度 $\sigma/w=2.55\%$ 。从图3中可以看出本文的计算冰形与试验冰形较为吻合,优于Fortin的计算结果^[21],验证了计算方法的可靠性。

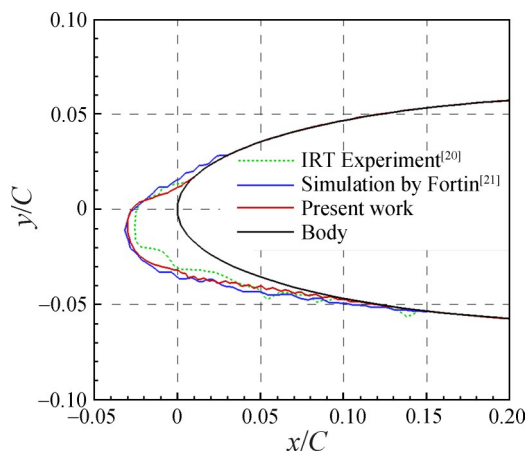


图3 结冰计算方法验证

Fig.3 Validation of icing calculation method

2 结果与分析

2.1 计算工况与数据处理

表1为基准计算工况。本文设置5个阻塞度,分别为0、2.5%、5%、10%、20%,4个水滴直径为

表1 基准计算工况

Table 1 Baseline calculation condition

参数	数值及详情
翼型	NACA0012
弦长 C/m	0.533 4
攻角(AOA)/(°)	4
来流速度 $U_{\infty}/(m/s)$	67.05
温度 T/K	244.85
出口压力 p_{out}/Pa	101 325
液态水含量(LWC)/(g/m ³)	1.0
水滴直径 $D/\mu m$	20

10、20、30、40 μm 和 4 个来流速度为 33.5、67.05、100.5、134 m/s 以研究侧壁干扰对水滴结冰过程的影响规律。本文设置大气温度为 244.85 K, 所结冰型为霜冰^[22]。

洞壁干扰会在风洞内部流场产生一个附加速度^[8], 本文以阻塞度 $\sigma/w \approx 0$ (无侧壁干扰的影响) 为参考基准, 侧壁干扰附加扰动速度定义为

$$\Delta U = \frac{U_{\sigma/w} - U_{\sigma/w \approx 0}}{U_{\infty}} \quad (6)$$

侧壁干扰带来的速度方向偏差定义为

$$\Delta \theta = \arcsin \frac{U_{\sigma/w,j}}{U_{\sigma/w}} - \arcsin \frac{U_{\sigma/w \approx 0,j}}{U_{\sigma/w \approx 0}} \quad (7)$$

式中 $U_{\sigma/w,j}$ 表示气流速度的法向分量。

侧壁干扰对翼面水滴收集系数带来的相对附加增量为

$$\Delta \beta = \frac{\beta_{\sigma/w} - \beta_{\sigma/w \approx 0}}{\beta_{\sigma/w \approx 0}} \quad (8)$$

翼面水滴总收集量 M 定义为单位时间内撞击到光滑翼面的液态水的质量, 侧壁干扰对光滑翼面水滴总收集量带来的相对附加增量为

$$\Delta M = \frac{M_{\sigma/w} - M_{\sigma/w \approx 0}}{M_{\sigma/w \approx 0}} \quad (9)$$

侧壁干扰对翼面结冰量带来的相对附加增量为

$$\Delta m = \frac{m_{\sigma/w} - m_{\sigma/w \approx 0}}{m_{\sigma/w \approx 0}} \quad (10)$$

2.2 侧壁干扰对干空气流场的影响

图4给出了基准计算工况下侧壁干扰对机翼表面压力系数 C_p 的影响。随着阻塞度的增加, 侧壁与模型相互作用的效应逐渐增强, 侧壁干扰对风洞内部流场的扰动加剧, 机翼表面压力系数呈现逐渐下降的趋势。从图中可以看出, 侧壁干扰

对吸力面(图中SS表示吸力面, PS表示压力面)一侧压力系数的影响最为明显。图5给出了不同阻塞度下机翼前缘驻点区的压力分布。侧壁干扰改变了驻点位置(压力系数最大位置^[16]), 随着阻塞度的增加, 驻点位置逐渐向压力面一侧偏移。

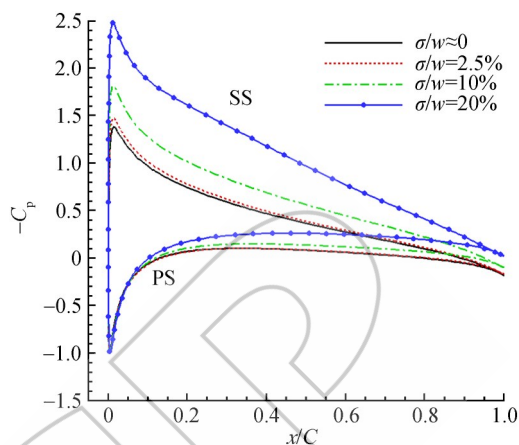


图4 不同阻塞度下机翼表面的压力系数分布
Fig.4 Pressure coefficient distribution on airfoil with different blockage ratios

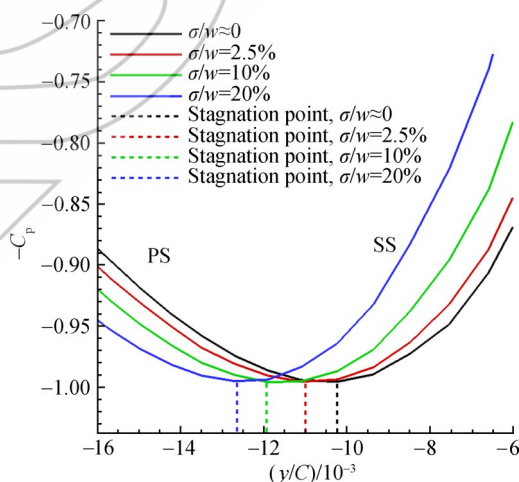


图5 不同阻塞度下机翼前缘驻点区的压力分布
Fig.5 Pressure distribution in stagnation point region of wing leading edge with different blockage ratios

图6~图7给出了侧壁干扰对机翼前缘附近的速度分布及气流运动轨迹的影响, 图中 U/U_{∞} 表示气流速度和来流速度之比。从图6中可以看出, 受到侧壁的限制后, 压力面一侧洞壁的速度边界层在前缘附近非常明显, 风洞有效流通面积减小, 机翼周围的空气加速流动, 这一现象称为阻塞干扰效应^[4]。相较于吸力面, 压力面一侧洞壁边界层更厚, 因此, 更多的空气向吸力面一侧聚集, 驻点附近的气流更加偏向吸力面一侧, 见图7。

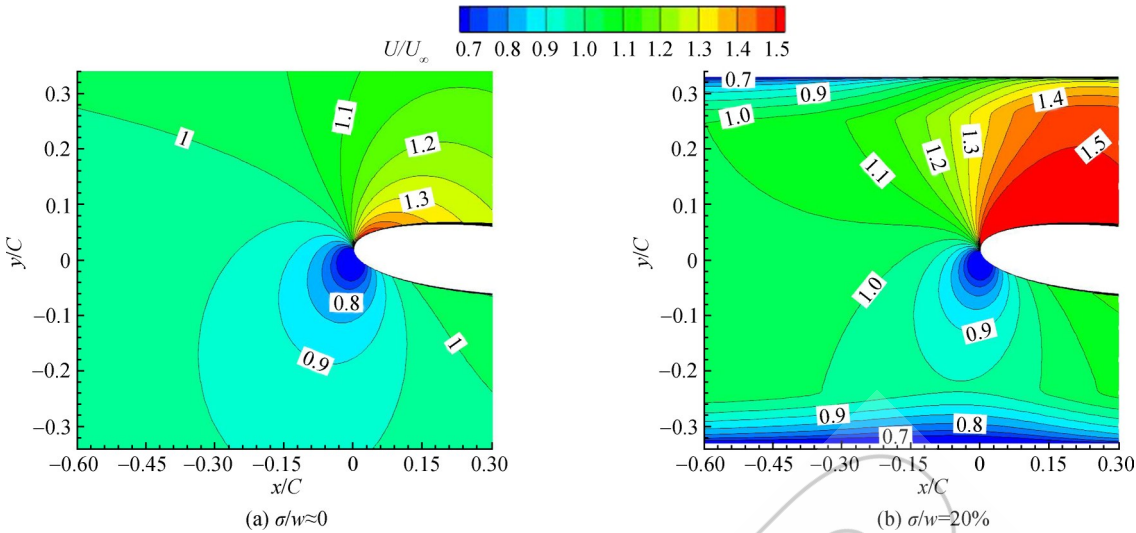


图 6 机翼前缘附近区域的速度分布
Fig.6 Velocity distribution near the wing leading edge area

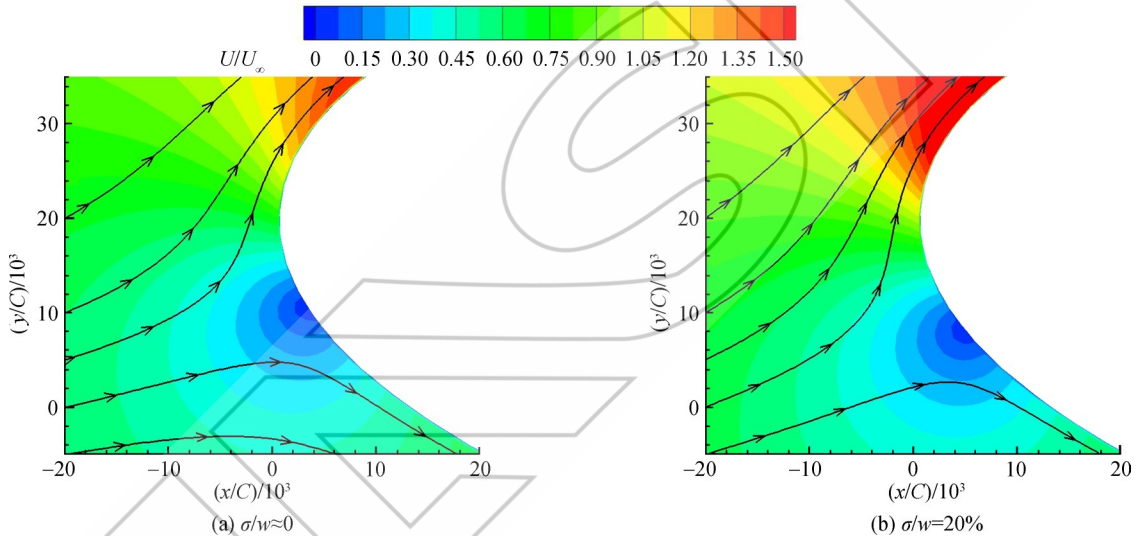


图 7 机翼前缘驻点区域的速度分布及流线图
Fig.7 Velocity distribution and streamline near the wing stagnation point area of the leading edge

图 8 给出了 $y/C = -0.01$ 截面(前缘驻点所在截面)扰动速度从入口至驻点附近沿轴向的分布图。从图中可以看出,阻塞效应加速了远场来流空气的流动。相较于无侧壁干扰条件($\sigma/w \approx 0$),当 $\sigma/w = 20\%$ 时前缘附近速度的提升超过 9%,即相同时间内有更多的气流冲向机翼前缘区域。

图 9 为 $y/C = -0.01$ 截面侧壁干扰带来的气流偏角沿轴向的变化趋势图,图中气流偏角为正($\Delta_\theta > 0$)表示,相较于 $\sigma/w \approx 0$ 气流方向更加偏向吸力面一侧, $\Delta_\theta < 0$ 表示气流方向更加偏向压力面一侧。从图中可以看出,侧壁干扰会使气流沿轴向先向压力面一侧偏移,在靠近前缘附近急速转向吸力面一侧,随着阻塞度增加,气流向吸力面

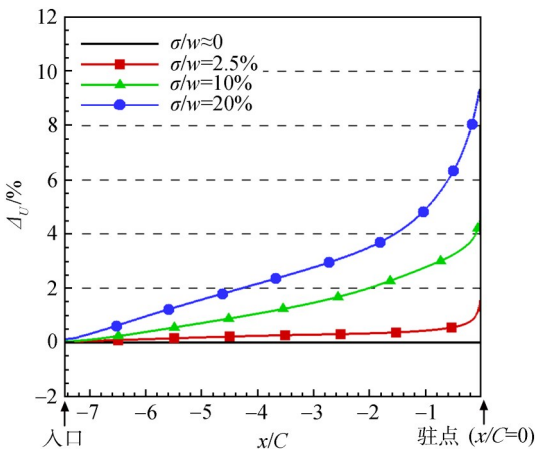
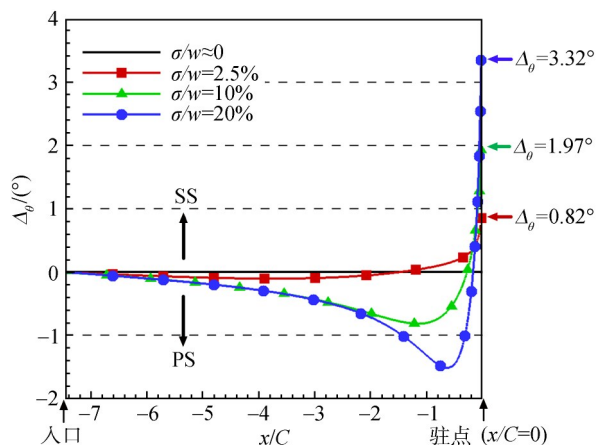


图 8 $y/C = -0.01$ 截面扰动速度沿轴向的分布
Fig.8 Distribution of disturbance velocity along axial direction in $y/C = -0.01$ section

图9 $y/C = -0.01$ 截面气流偏角沿轴向的分布Fig.9 Distribution of deflection angle along axial direction in $y/C = -0.01$ section

一侧的偏移量更大,因此,驻点位置会随着阻塞度的增加而不断向压力面一侧偏移(见图5)。

2.3 侧壁干扰对水滴撞击特性的影响

图10基准计算工况下为机翼前缘附近区域的水滴速度分布及流线图,图中 U/U_∞ 表示水滴运动速度和来流速度之比。水滴相和空气在机翼前缘及上游区域具有类似速度分布规律,和空气一样,水滴相出现了明显的侧壁边界层的影响。从图中可以看出,侧壁干扰使水滴撞击速度的增加,并且改变了水滴的运动方向,使撞击在机翼表面水滴的运动方向更加偏向吸力面一侧。

图11给出了侧壁干扰对机翼表面水滴收集系数 β 分布的影响。在侧壁干扰的影响下,吸力面一侧水滴撞击极限减小、压力面一侧水滴撞击极限增大、机翼表面局部水收集系数最大值(最大水收集系数)的位置偏向压力面一侧。由于水滴

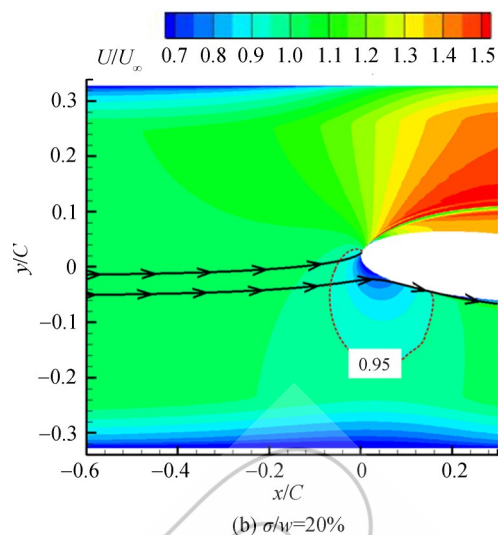
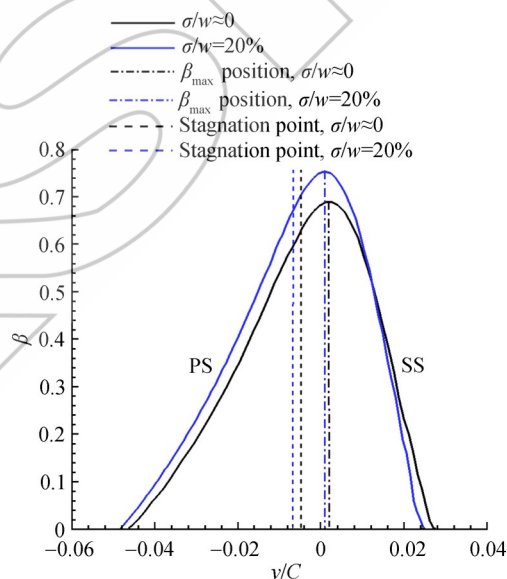
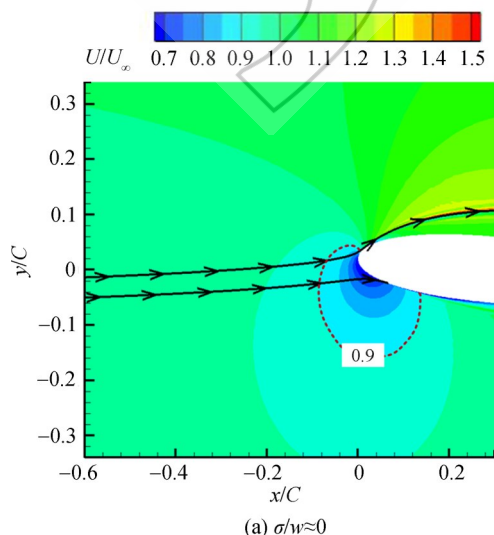


图10 机翼前缘附近区域的水滴速度分布及流线

Fig.10 Velocity distribution and streamline of droplet near the wing leading edge area

图11 $\sigma/w \approx 0$ 、 $\sigma/w = 20\%$ 机翼表面水滴收集系数分布Fig.11 Distribution of droplet collection coefficient on airfoil of case $\sigma/w \approx 0$ 、 $\sigma/w = 20\%$ 

的运动惯性比空气更大,会使最大水收集系数的位置和气流驻点位置有较大的差异,且侧壁干扰对气流驻点位置带来的偏差大于对最大水收集系数位置带来的偏差。随着阻塞度的增大,压力面一侧水收集系数显著增大,这是因为水滴撞击速度的增加和撞击方向的改变(偏向吸力面一侧)均有利于机翼压力面一侧的水滴收集。在吸力面一侧,侧壁干扰会使靠近驻点区域的水滴收集系数增大,使靠近撞击极限区域的水滴收集系数减小,这是因为水滴撞击速度的增加有利于对水滴收

集,但水滴撞击方向的改变会对吸力面一侧的水滴收集产生不利的影响,且越靠近撞击极限区域,其影响越明显。

图 12 给出了光滑机翼表面水滴总收集量(M)和最大水收集系数($\beta_{\max}$)的相对附加增量随阻塞度的变化趋势 Δ_M 、 $\Delta_{\beta_{\max}}$ 。随着阻塞度的增加,水滴总收集量和最大水收集系数均显著增大,当阻塞度增加到 20% 时,机翼表面水滴总收集量增大 15%,最大水收集系数增大 8.5%。

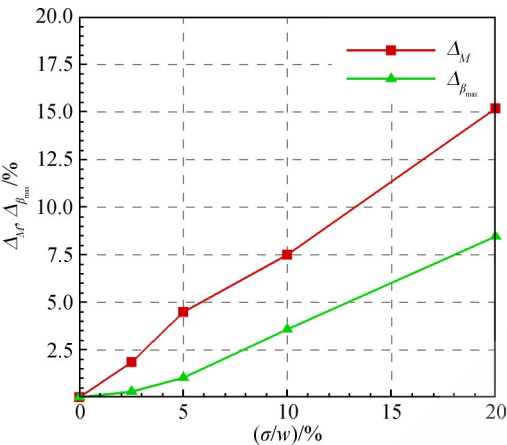


图 12 机翼表面水滴总收集量的相对附加增量和最大收集系数的相对附加增量随阻塞度的变化趋势

Fig.12 Trend of the relative additional increment of the total droplet collection and the relative additional increment of the maximum collection coefficient on airfoil with different blockage ratios

2.4 侧壁干扰对机翼结冰生长的影响

图 13 给出了基准计算工况下侧壁干扰在结冰生长过程中对冰形的影响,图中液态水含量

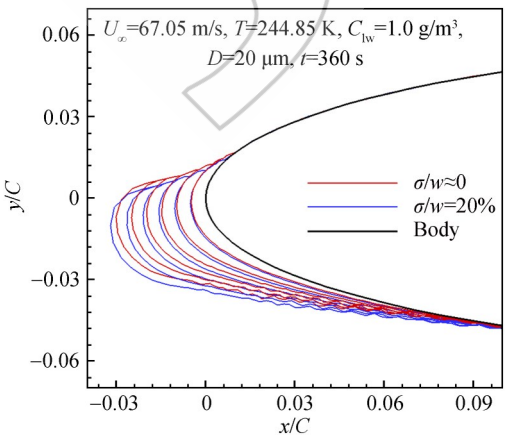


图 13 侧壁干扰在结冰生长过程中对冰形的影响
Fig.13 Influence of sidewall interference on ice shape during ice growth

(LWC,量符号记为 C_{lw})。从图中可以看出,侧壁干扰会增大机翼压力面的结冰量,在吸力面靠近撞击极限附近区域结冰量减小,这和翼面水滴收集系数的分布规律一致。随着结冰时间 t 的推移,冰形面积的绝对偏差越来越大。

图 14 为不同阻塞度下机翼表面相对附加结冰增量随结冰时间 t 的变化趋势。侧壁干扰带来的结冰量增加比例随结冰时间推移的波动在各个阻塞度下均较小。从图 15 中可以看出,结冰量的相对附加增量和光滑翼面水滴总收集量的附加增量均随阻塞度增大而近似线性增加,并且两者增

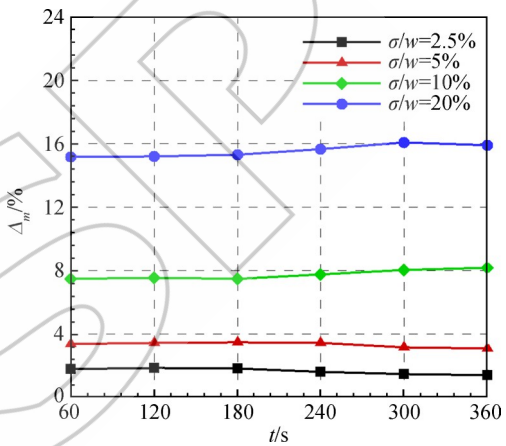


图 14 不同阻塞度下机翼表面相对附加结冰增量随结冰时间的变化趋势

Fig.14 Trend of relative additional icing increment on wing surface with icing time at different blockage ratios

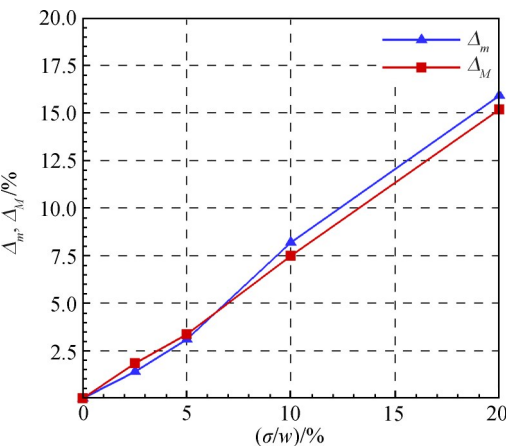


图 15 结冰量的相对附加增量和光滑翼面水滴总收集量的相对附加增量随阻塞度变化的对比

Fig.15 Comparison of relative additional increment of icing mass and relative additional increment of total droplet collection on smooth wing with different blockage ratios

量的比例在各个阻塞度下均较为接近。

2.5 侧壁干扰对水滴收集的影响规律

图16给出了基准计算工况下各个阻塞度下机翼表面水滴总收集量的相对附加增量随水滴直径 D 的变化趋势。随着粒径的增加,侧壁干扰带来的水滴总收集量的附加增量在各个阻塞度下均逐渐减小,侧壁干扰的影响有所削弱。这是因为粒径的增大使水滴具有更大的质量与惯性,水滴不易随空气流动偏离原有运动轨迹,侧壁干扰带来的水滴运动速度和方向的偏移量较小。

从图17中可以看出在基准计算工况下,随着

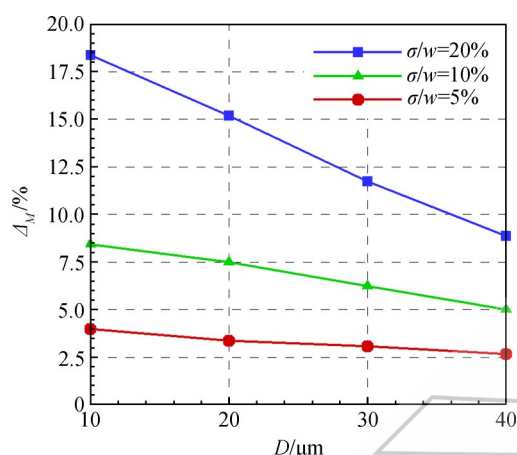


图16 各个阻塞度下机翼表面水滴总收集量的相对附加增量随粒径的变化趋势

Fig.16 Trend of relative additional increment of the total droplet collection on airfoil with different droplet diameters at each blockage ratio

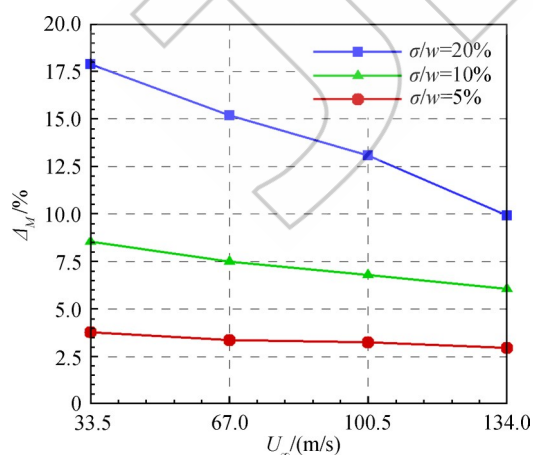


图17 各个阻塞度下机翼表面水滴总收集量的相对附加增量随来流速度的变化趋势

Fig.17 Trend of relative additional increment of the total droplet collection on airfoil with the different flow velocities at each blockage ratio

来流速度的增大,侧壁干扰带来的水滴总收集量的附加增量在各个阻塞度下均逐渐减小。这是因为具有更大速度的水滴跟随空气流动偏离原有运动轨迹的时间缩短^[23],削弱了侧壁干扰带来的影响。

为了更好地进行工程评估,本文以机翼表面水滴总收集量的相对偏差来表征侧壁干扰对结冰的影响强度,建立以阻塞度、来流速度、水滴直径为影响参数的经验关联式,根据计算的结果,拟合公式如下:

$$\Delta_M = 4.28 \frac{\sigma}{w} \left(\frac{\rho_a U_\infty D}{\mu_a} \right)^{-0.38} \quad (11)$$

定义侧壁干扰影响因子 ϵ

$$\epsilon = \frac{\sigma}{w} \left(\frac{\rho_a U_\infty D}{\mu_a} \right)^{-0.38} = \frac{\sigma}{w} Re_D^{-0.38} \quad (12)$$

式中 Re_D 定义为以液滴直径 D 为特征长度的液滴雷诺数^[17]; U_∞ 、 μ_a 分别为来流空气的速度和动力黏度。

图18给出了数值模拟结果和拟合关联式的对比图。关联式给出的拟合结果与本文几乎所有工况数值计算结果的相对误差在20%以内,说明这种关联式的形式较为合理。

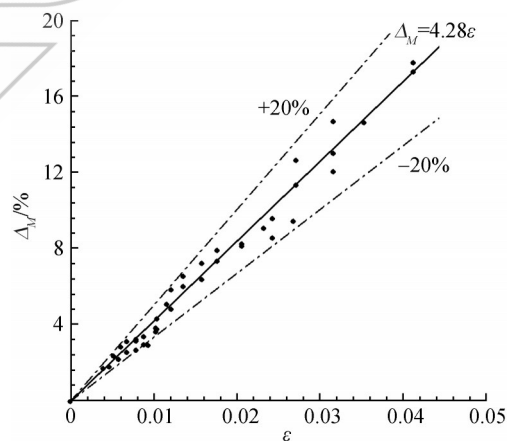


图18 数值模拟结果和拟合关联式的对比

Fig.18 Comparison of numerical simulation results and fitting correlation

3 结论

本文利用数值模拟研究了不同阻塞度下侧壁干扰对翼型扰流流场、水滴撞击特性、翼型表面霜冰生长的影响,分析了其中的影响机制,并开展了侧壁干扰对翼面水滴收集影响的规律研究,在本文的计算条件下,得出如下结论:

1) 风洞侧壁带来的阻塞效应会压缩远场来流,水滴受空气作用的影响向机翼前缘汇集,更多数量的水滴撞击到前缘表面,翼面水滴总收集量增大。在文本的基准计算工况下,当阻塞度增加到 20% 时,机翼表面水滴总收集量增大到 15%。

2) 风洞侧壁干扰会使撞击翼面水滴的运动方向偏向吸力面一侧,使压力面水滴撞击极限增大、吸力面水滴撞击极限减小、翼面水滴撞击极限、最大水收集系数的位置向压力面一侧偏移。

3) 侧壁干扰带来的结冰量增加比例随结冰时间推移的波动在各个阻塞度下均较小;相较于无侧壁干扰条件,大阻塞度下光滑翼型的水滴总收集量的相对附加增量即可反映侧壁干扰对结冰量的影响强度。

4) 随着水滴直径/来流速度的增加,液滴的惯性力的增大,侧壁干扰对翼面水滴撞击特性影响减小。

5) 本文提出的以阻塞度、水滴雷诺数为参数的侧壁干扰影响因子与机翼表面水滴总收集量的相对增量有较高的线性关系。

本文计算工况有限,需要更多的算例来验证上述结论,下一步要做的工作是建立更具普适性的洞壁干扰影响评估方法。

参考文献:

- [1] 易贤. 飞机结冰的数值计算与结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)
- [2] ZOCCA M, GORI G, GUARDONE A. Blockage and three-dimensional effects in wind-tunnel testing of ice accretion over wings[J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 54(2):1-9.
- [3] 杜雁霞, 李明, 桂业伟, 等. 飞机结冰热力学行为研究综述[J]. *航空学报*, 2017, 38(2):25-36.
DU Yanxia, LI Ming, GUI Yewei, et al. Review of thermodynamic behaviors in aircraft icing process[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(2):25-36. (in Chinese)
- [4] BARLOW J B, RAE W H, POPE A. Low-speed wind tunnel testing[M]. 3rd ed. Chichester, UK: John Wiley and Sons, 1999.
- [5] 钟世东, 李巍, 苏继川, 等. 三种跨声速洞壁干扰修正方法及其在小展弦比飞翼标模试验中的应用[J]. *空气动力学学报*, 2016, 34(1):113-118.
ZHONG Shidong, LI Wei, SU Jichuan, et al. Three types of transonic wing tunnel wall interference correction method and their application on low aspect ratio flying wing calibration model[J]. *Acta Areodynamica Sinica*, 2016, 34(1):113-118. (in Chinese)
- [6] 刘光远, 王瑞波, 邓吉龙, 等. 基于涡流发生器的风洞侧壁附面层控制[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(9):2140-2145.
LIU Guangyuan, WANG Ruiibo, DENG Jilong, et al. Wind tunnel side wall boundary layer control based on vortex generator[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(9):2140-2145. (in Chinese)
- [7] 刘光远, 魏志, 彭鑫, 等. 跨声速风洞槽壁干扰评估与修正技术的应用[J]. *航空学报*, 2018, 39(2):121499.1-121499.10.
LIU Guangyuan, WEI Zhi, PENG Xin, et al. Application of slotted wall interference assessment and correction technique in transonic wing tunnel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(2):121499.1-121499.10. (in Chinese)
- [8] 江桂清. 低速风洞常规试验的洞壁干扰修正方法[R]. 四川 绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 1983.
- [9] CASTRO B M, JONES K D, PLATZER M F, et al. Numerical investigation of transonic flutter and modeling of wind tunnel interference effects[J]. *Faculty and Researcher Publications*, 2003, 23(1):1-9.
- [10] ALLAN M, BADCOCK K J. A CFD investigation of wind tunnel wall influences on pitching delta wings[J]. *Molecular Biology and Evolution*, 2002, 22(11):1-8.
- [11] 惠增宏, 柳雯. 风洞侧壁干扰控制与修正方法研究[J]. *实验流体力学*, 2010, 24(6):73-76.
HUI Zenghong, LIU Wen. The development of interference control and correction on wind tunnel sidewall[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2010, 24(6):73-76. (in Chinese)
- [12] 卢勇. 自适应壁风洞原理应用于洞壁干扰修正的研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
LU Yong. Research on the application of adaptive wall wind tunnel principle to the correction of tunnel wall interference [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [13] GARNER H C, ROGERS E W E, ACUM W E A, et al. Subsonic wind tunnel wall corrections[R]. Paris: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1966.
- [14] 焦子秦, 王龙, 高永卫, 等. 翼型极大迎角风洞试验技术研究[J]. *实验流体力学*, 2013, 27(4):103-108.
JIAO Yuqin, WANG Long, GAO Yongwei, et al. Research on wind tunnel test technique for airfoil at very high angle of attack[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2013, 27(4):103-108. (in Chinese)
- [15] 李国强, 张卫国, 黄霞, 等. 翼型动态风洞试验洞壁效应研究[J]. *工程力学*, 2019, 36(8):235-247.
LI Guoqiang, ZHANG Weiguo, HUANG Xia, et al. Study on wind tunnel wall interference in dynamic airfoil test[J]. *Engineering Mechanics*, 2019, 36(8):235-247. (in Chinese)
- [16] QIN C, LOTH E. Numerical study of droplet trajectory and collection efficiency in IRT with large blockage effects[R]. AIAA-2017-4376, 2017.
- [17] CLARK C. Effects of wind tunnel aerodynamic blockage on

- stagnation collection efficiency in an icing environment[R]. AIAA-2018-3832, 2018.
- [18] BOURGAULT Y, HABASHI W G, DOMPIERRE J, et al. An eulerian approach to supercooled droplets impingement calculations[R]. AIAA-97-0176, 1997.
- [19] NILAMDEEN S, HABASHI W G, AUBÉ M S, et al. FEN-SAP-ICE: Modeling of water droplets and ice crystals[R]. AIAA-2009-4128, 2009.
- [20] FORTIN G, ILINCA A, LAFORTE, J L, et al. Prediction of 2D airfoil ice accretion by bisection method and by rivulets and beads modeling[R]. AIAA-2003-1076, 2003.
- [21] SHIN J, BOND T. Results of an icing test on a NACA 0012 airfoil in the NASA lewis icing research tunnel[R]. AIAA-92-0647, 1992.
- [22] 杨胜华, 林贵平. 机翼结冰过程的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2):323-330.
- YANG Shenghua, LIN Guiping. Numerical simulation of ice accretion on airfoil[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2):323-330. (in Chinese)
- [23] 林贵平, 卜雪琴, 申晓斌, 等. 飞机结冰与防除冰技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2015.

(编辑:王碧琚)