

# 基于离面圆柱的无人机翼型积冰分离 流动控制机理研究

徐兆可<sup>1</sup>, 王浩义<sup>1</sup>, 孙晓哲<sup>1</sup>, 赵 芃<sup>2</sup>, 杨淑婷<sup>1</sup>, 钟淑婷<sup>1</sup>

(1. 中国民航大学 安全科学与工程学院, 天津 300300;

2. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

**摘 要:** 由于无人机的储能和质量要求, 现有的主动防除冰与被动防除冰技术很难用于其上。依据圆柱被动流动控制来流的思路提出了一种能够有效减缓积冰导致的流动分离方法。针对 NREL S826 积冰翼型的典型积冰分离泡状态开展了基于 SA(Spalart-Allmaras) 以及改进延迟分离涡模拟(improved delayed detached eddy simulation, IDDES)方法的离面圆柱被动控制前后积冰流场影响分析, 离面圆柱控制效果高度依赖圆柱半径和圆柱与翼型间安装距离, 通过变参分析, 研究半径、安装距离对控制效果的影响, 以确定最优控制效果。在变参分析过程中发现离面圆柱控制存在两种不同的控制状态: 空腔模式和尾流撞击模式, 并且建立了两种模式的临近函数。从不同工况下气动力结果来看, 安装离面圆柱控制前后主要呈现升力特性恢复、阻力大幅降低的特点, 造成这一现象的主要原因是由于离面圆柱后方的尾流区影响翼型前方的自由来流结构; 通过分析离面圆柱控制下的流场特性发现角冰后回流区域减小, 流动分离再附过程提前, 积冰分离泡几何尺寸缩小使原本的大尺度分离涡演变为更多更小的涡系结构。

**关 键 词:** 离面圆柱; 被动控制; 改进延迟分离涡模拟(IDDES); 积冰流动分离; 分离泡

中图分类号: V219

文献标志码: A

## Study on mechanism of ice separation flow control of unmanned aerial vehicle wing profiles based on off-surface cylinders

Xu Zhaoke<sup>1</sup>, Wang Haoyi<sup>1</sup>, Sun Xiaozhe<sup>1</sup>, Zhao Peng<sup>2</sup>, Yang Shuting<sup>1</sup>, Zhong Shuting<sup>1</sup>

(1. College of Safety Science and Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

**Abstract:** Due to the energy storage and weight requirements of drones, existing active and passive anti-icing technologies are difficult to be applied to them. Therefore, based on the concept of passive flow control around a cylinder, a method was proposed to effectively mitigate flow separation caused by ice accumulation. An analysis of the ice accumulation flow field before and after passive control of the off-surface cylinder was conducted using the SA (Spalart-Allmaras) and IDDES (improved delayed detached eddy simulation) methods, targeting the typical ice accumulation separation bubble state of the NREL S826 icing airfoil. The effectiveness of the passive control of the off-surface cylinder flow field was highly dependent on the cylinder radius and the distance between the cylinder and the airfoil. Through parametric analysis, the effects of radius and distance on control effectiveness were investigated to determine the

收稿日期: 2025-08-11

基金项目: 中国民航大学科研启动基金(2020KYQD31)

作者简介: 徐兆可(1990—), 男, 讲师、硕士生导师, 博士, 主要从事飞机积冰飞行安全研究。E-mail: zkxu@cauc.cn

引用格式: 徐兆可, 王浩义, 孙晓哲, 等. 基于离面圆柱的无人机翼型积冰分离流动控制机理研究[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250374. Xu Zhaoke, Wang Haoyi, Sun Xiaozhe, et al. Study on mechanism of ice separation flow control of unmanned aerial vehicle wing profiles based on off-surface cylinders[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250374.

optimal control parameters. During the parametric analysis, it was found that the control of the detached cylinder exhibited two distinct control states: cavity mode and wake impingement mode, and proximity functions for both modes were established. From the aerodynamic results under different operating conditions, it was observed that the installation of the detached cylinder control primarily resulted in the restoration of lift characteristics and a significant reduction in drag. The primary cause of this phenomenon was the influence of the wake region behind the off-surface cylinder on the free flow structure in front of the airfoil. Analysis of the flow field characteristics under the control of the off-surface cylinder revealed that the recirculation region behind the ice block decreased, the separation and reattachment process of the flow occurred earlier, and the geometric dimensions of the ice separation bubbles shrunk, causing the original large-scale separation vortices to evolve into more numerous smaller vortex structures.

**Keywords:** off-surface cylinder; passive control;  
improved delayed detached eddy simulation (IDDES);  
ice flow separation; separation bubble

积冰严重影响无人机的飞行安全,限制了无人机的运行条件。现今主流的主动防除冰方法(电热防除冰、气热防除冰、机械除冰)能耗大且系统结构复杂;而被动防除冰方法(超疏水、超润滑材料)通常与主动防除冰方法搭配使用,单一使用防除冰效果较差。由于无人机的储能以及载重等问题,导致传统的防除冰方法无法很好地用于其上,针对上述问题,Bragg 等<sup>[1]</sup>提出了一种基于“容冰安全飞行”的积冰影响减缓技术,为提高无人机的积冰安全水平以及无人机的积冰适航验证提出一种思路。“容冰安全飞行”这一理念,旨在通过气动力设计手段,降低积冰对飞机气动特性的不利影响,从而在积冰条件下提升飞行安全裕度<sup>[1]</sup>。

无人机在积冰状态气动特性损失较小是积冰影响减缓技术应用的前提条件,如何结合气动力设计手段提高积冰状态下的飞行性能进而具备容冰安全飞行能力,已成为现代民机总体气动先进设计的重要标志之一<sup>[2]</sup>。为了使无人机积冰后气动性能衰减得到控制,传统民机上通常使用前缘缝翼的方式来进行增升减阻<sup>[3]</sup>,但缝翼常被用在多段式翼型当中,其系统结构复杂、质量较大,并不适用于无人机中。

目前针对翼型的被动流动控制研究较为成熟,Larabi 等<sup>[4]</sup>研究了离面圆柱对 NACA 0012 翼型在中等雷诺数下的被动扰流控制的数值计算。在这之后 Larabi 等<sup>[5]</sup>还研究了 4 种不同翼型在低雷诺数情况下的被动流动控制策略,并使用了不同截面形状的离面控制装置(圆形、三角形、正方形、五边形、六边形),结构表明所有离面控制装置对

所有的翼型失速后流动控制都有明显效果。涡流发生器的被动控制系统简单,耗能少,通过涡流发生器将来流的动量传输到壁面区域增强近壁面的动量从而控制流动分离<sup>[6]</sup>。Veldhuis 等<sup>[7]</sup>发现离面涡流发生器或者圆柱的性能会由于表面型涡流发生器,受离面控制装置的影响涡脱落会与边界层相互作用,并增加近壁面区域的动量从而延迟流动分离过程。但离面圆柱被动控制还未对翼型积冰情况进行广泛研究。Taneda<sup>[8]</sup>研究了圆柱体与固定壁面之间的距离对涡旋脱落的影响,发现当间隙比(离体距离与圆柱直径之比)小于临界值时,涡旋脱落会被抑制,只有一个涡旋行列会在柱体上方出现。通过结合上述被动控制思路,整合其优缺点,发现使用离面圆柱的被动控制手段能够对积冰翼型起到良好的控制作用。

Luo 等<sup>[9-10]</sup>针对 NACA 0012 翼型使用离面圆柱的被动控制方法,研究了不同圆柱参数对翼型气动性能的影响以及改善气动特性的机理,基于 Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) 方程对基础圆柱参数进行分析,并使用延迟分离涡模拟(delayed detached eddy simulation, DDES)对瞬态涡结构进行捕捉,分析分离流场特性。使用离面圆柱对积冰翼型的控制类似于圆柱对钝头体<sup>[11]</sup>的控制,其中圆柱的直径、安装位置、安装距离对分离流程都有显著影响<sup>[8,12-14]</sup>。

由于积冰状态下决定翼型分离流场特征的基本流动结构是大尺度前缘分离泡<sup>[15]</sup>,而分离泡沿弦向的发展和再附由冰角顶端剪切层多尺度涡系结构的生成-运输过程决定<sup>[16-17]</sup>;运输过程由下游壁面约束的几何特征所控制难以干预,而剪切层

涡系的生成过程由冰角-来流共同构成的前缘扰动主导。因此,通过在翼型上加装离面圆柱进行来流控制,有望利用其诱导的涡系结构动量输运作用,促进外部高速流动与壁面附近回流区的混合。这一机制可有效控制前缘分离泡的几何形态及其动态发展过程,从而改善翼面在积冰状态下的分离流场特性<sup>[2]</sup>。由于该离面圆柱装置为被动控制,其结构布置简单,在实际应用中可安装于机翼上翼面未积冰区域机翼内,通过类似前缘缝翼所使用控制机构与机翼连接实现,并且该方法可以在无积冰状态下使得机翼保持原有气动性能,当积冰后,可通过驾驶员主动控制开启离面圆柱机构,使得离面圆柱处于设定位置,从而改善翼型积冰状态的流动特性。

本文基于通过离面圆柱控制分离流场的思路,对离面圆柱的半径和安装距离进行分析,结合SA方法对各个参数进行分析计算,并结合改进延迟分离涡模拟(improved delayed detached eddy simulation, IDDES)方法对离面圆柱控制翼型积冰状态前后分离流场开展数值模拟对比分析。IDDES是由分离涡模拟(detached eddy simulation, DES)以及延迟分离涡模拟(delayed detached-eddy simulations, DDES)逐步演化而来,DES是由Spalart等<sup>[18]</sup>提出的,该方法用于减少大涡模拟(large eddy simulation, LES)对近壁面网格的要求。在DES中边界层内壁面附近采用RANS模型,与LES不同的是,DES并不会解析近壁面的小尺度涡,但在远离壁面时会自动实现RANS到LES的切换。DDES是DES的改进版本<sup>[19]</sup>,通常被建议用来解决模型应力损耗和网格诱导分离问题<sup>[20]</sup>。IDDES是由Shur等<sup>[21]</sup>提出的,该方法在原始DES公式中引入了一些经验变量,重点是修改可用长度尺度以额外考虑到壁面的距离。Gritskevich等<sup>[22]</sup>也基于 $k-\omega$  SST(shear-stress transport)背景的RANS模型改进了IDDES模型,并针对不同的流动分离模式进行了测试。通过采用RANS结合IDDES仿真计算方法,以期确定最优的离面圆柱参数实现最优积冰流场控制,并根据分离流场基本结构、湍流流场特征及剪切层涡系演化过程等结果综合阐述离面圆柱对积冰翼型的改善机制。

## 1 计算模型及计算方法

### 1.1 计算物理模型

本文选取典型无人机翼型 NREL(National

Renewable Energy Laboratory) S826 作为干净翼型,翼型弦长  $c$  为 450 mm,选取来自于积冰计算程序 LEWICE 在来流速度为 40 m/s、温度为  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、平均水滴直径为  $20\text{ }\mu\text{m}$ 、液态水含量为  $0.55\text{ g/m}^3$ ,积冰时间为 40 min 状态下所得典型双角冰冰型<sup>[23]</sup>。图 1 为 NREL S826 翼型,图 2 为积冰翼型图。该双角冰冰型严重破坏原有翼型的气动外形,上下冰角高度分别为翼型的 5.2% 和 3.6%,总冰角高度达到翼型最大厚度( $14\%c$ )的 25% 以上,使得翼型的几何特征显著改变,从而进一步使得被动控制设计得难度增大。

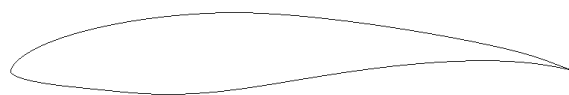


图1 NREL S826 翼型

Fig. 1 NREL S826 airfoil

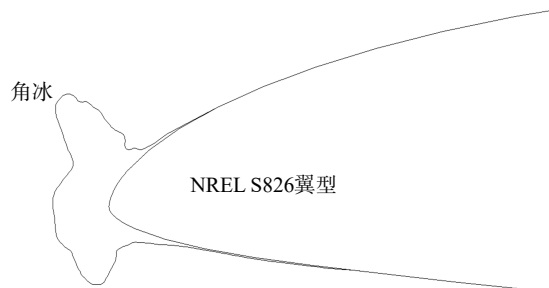


图2 LEWICE 角冰冰型

Fig. 2 LEWICE horn ice type

离面圆柱的参数有半径  $R$ 、安装距离  $D$ ,在本文中圆柱安装在前缘水平位置,参数的详情如图 3 所示。需要针对不同圆柱的半径以及安装距离,对积冰翼型的控制效果进行计算分析,来探究离面圆柱控制机理。

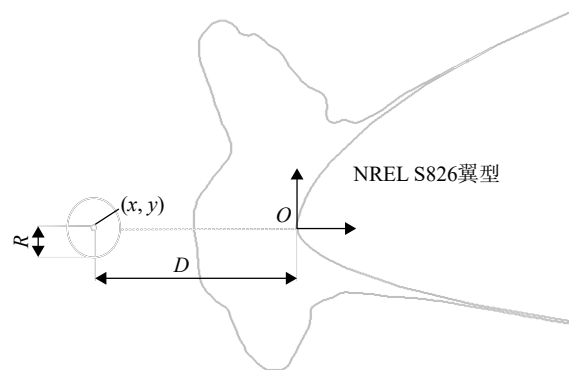


图3 离面圆柱示意图

Fig. 3 Schematic diagram of off-surface cylinder

## 1.2 计算网格划分

采用结构化网格划分,并且基于相同的拓扑网格结构开展后续的离面圆柱控制前后分离流场分析对比。网格计算域采用 C 形网格拓扑结构,远场长度约为  $15c$ ,三维展向长度约为  $1/3$  倍

弦长,图 4 为积冰翼型网格图。添加离面圆柱后,在圆柱附近增加网格密度使得第一层网格高度满足 IDDES 湍流模型的需要,网格拓扑如图 5 所示,后续所有离面圆柱参数均采用该网格拓扑结构。

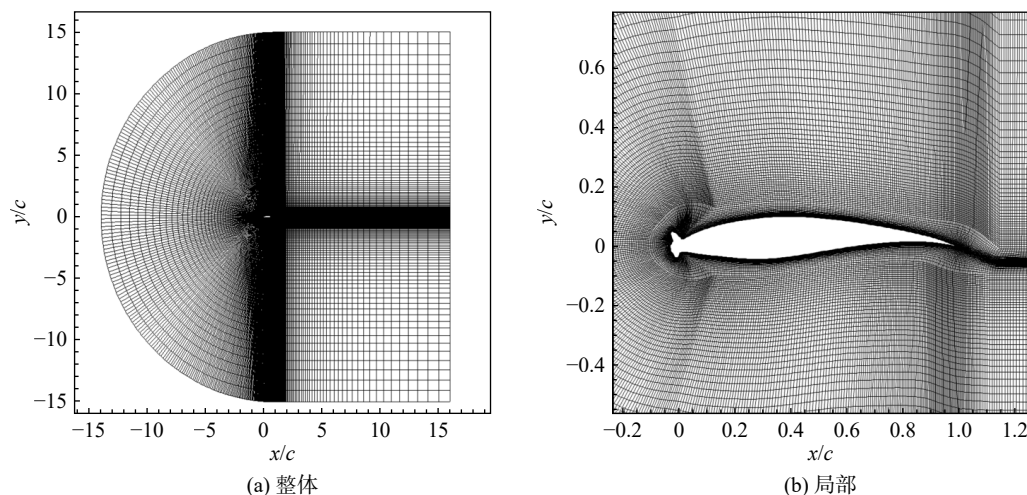


图 4 前缘积冰翼型网格图

Fig. 4 Leading-edge ice airfoil grid diagram

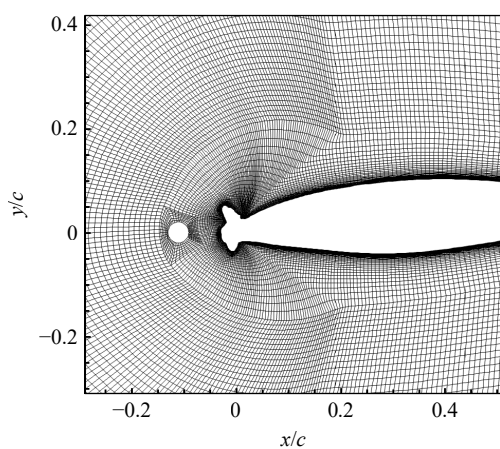


图 5 圆柱控制网格拓扑

Fig. 5 Cylindrical control grid topology

针对 RANS 与 IDDES 模型,给定第一层网格高度以满足壁面附近  $y^+ \approx 1$ 。边界条件设置为速度入口以及压力出口,壁面采用绝热、无滑移和法向零压力梯度条件,展向采用周期性边界条件。对于关注的流动分离区域进行网格加密处理,以满足 IDDES 对小尺度流动结构的准确捕获。

计算状态选取雷诺数为  $4 \times 10^5$ <sup>[24]</sup>,在低雷诺数下主要研究积冰分离泡的生成与演变,主要研究离面圆柱对积冰分离泡的控制机理,研究在小迎角状态的流动分离控制特性,以及对失速迎角

分离流场控制效果,从而深入剖析离面圆柱对分离流场的控制原理。

## 1.3 网格无关性验证及仿真方法验证

通过对积冰翼型进行二维网格无关性验证以确定基本角冰翼型的网格量,对 NREL S826 积冰翼型选取 5 万、8 万和 10 万的网格量,以  $0^\circ$ 迎角为例验证网格无关性,以确定基础翼型的网格节点,并结合网格量和计算资源选取基础翼型网格量为 8 万,如图 6 所示。加装离面圆柱翼型情况应对离面圆柱区域进行加密处理,以保证能够准确地捕获涡的分布情况,翼型区域尽量保持与角冰翼型网格一致,后续的计算以及加装离面

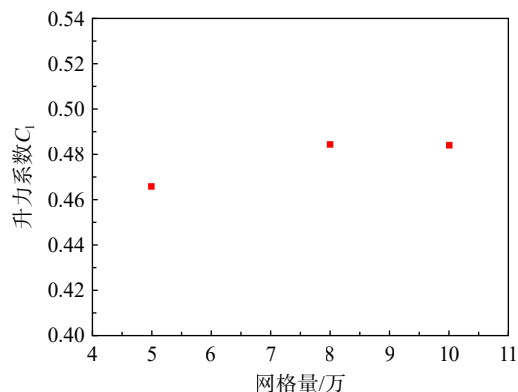


图 6 积冰翼型网格无关性验证

Fig. 6 Verification of mesh independence for iced airfoil

圆柱网格基于以上网格量节点进行划分。

采用上述确定的 NREL S826 积冰翼型网格进行仿真计算, 与 Oo 和 Richards 等<sup>[24]</sup> 的试验数据进行对比, 以验证计算参数的正确性, 采用 SA 湍流模型, 计算状态为非定常状态, 计算工况是雷诺数为  $4 \times 10^5$  的低速状态, 并在气动力输出基本稳定后进行时间平均获得时均流场。图 7 为积冰翼型的气动力对比图。积冰翼型的仿真数据与参考实验数据总体趋势拟合较好, 能够说明仿真计算的求解器设置正确性, 误差最大处位于失速

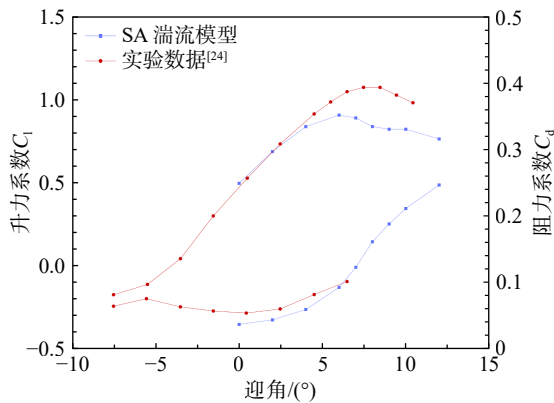


图 7 角冰翼型气动力对比

Fig. 7 Comparison of horn ice airfoil aerodynamics

区域, 这可能是 SA 湍流模型对失速迎角下的大尺度流动分离捕捉能力较差。

## 2 离面圆柱控制效果分析

### 2.1 离面圆柱计算工况

本文主要关注不同离面圆柱半径、安装距离参数的影响, 圆柱半径  $R$  的变化范围为  $0.005c \sim 0.04c$ , 安装距离  $D$  的变化范围为  $0.07c \sim 0.2c$ , 建立圆柱半径和圆柱与翼型安装距离的状态矩阵, 如表 1 所示。计算工况雷诺数为  $4 \times 10^5$ ,  $0^\circ$  迎角, 通过对比状态矩阵中不同工况下升力系数和阻力系数, 如图 8 所示, 以升阻比为控制效果指标, 得到了离面圆柱最优控制参数: 半径  $R$  为  $0.03c$ , 安装距离  $D$  为  $0.1c$ 。

图 8 展现各工况升力系数和阻力系数对比, 发现离面圆柱半径  $R$  小于  $0.01c$  时, 安装距离  $D$  的变化对离面圆柱控制效果影响较小; 当半径  $R$  大于  $0.02c$  时, 安装距离  $D$  增大到  $0.15c$  后, 会使得升阻比恶化; 当半径  $R$  增大到  $0.03c$  后, 安装距离  $D$  小于  $0.12c$  时, 离面圆柱的控制效果并不明显。

### 2.2 离面圆柱最优参数控制效果分析

通过对比不同离面圆柱控制工况后得到了最

表 1 离面圆柱参数工况

Table 1 Off-surface cylinder parameter operating conditions

| 半径 | R0.005c | R0.01c | R0.02c | R0.03c | R0.035c | R0.04c |
|----|---------|--------|--------|--------|---------|--------|
| 距离 | D0.07c  | D0.07c | D0.07c | D0.07c | D0.07c  | D0.07c |
| 距离 | D0.1c   | D0.1c  | D0.1c  | D0.1c  | D0.1c   | D0.1c  |
| 距离 | D0.11c  | D0.11c | D0.11c | D0.11c | D0.11c  | D0.11c |
| 距离 | D0.12c  | D0.12c | D0.12c | D0.12c | D0.12c  | D0.12c |
| 距离 | D0.13c  | D0.13c | D0.13c | D0.13c | D0.13c  | D0.13c |
| 距离 | D0.15c  | D0.15c | D0.15c | D0.15c | D0.15c  | D0.15c |
| 距离 | D0.17c  | D0.17c | D0.17c | D0.17c | D0.17c  | D0.17c |
| 距离 | D0.2c   | D0.2c  | D0.2c  | D0.2c  | D0.2c   | D0.2c  |

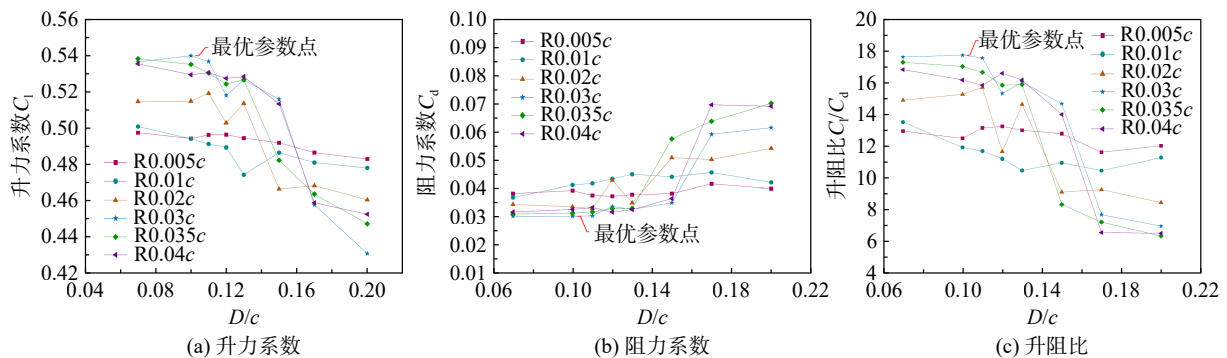


图 8 各工况气动力系数对比

Fig. 8 Comparison of aerodynamic coefficients under various operating conditions

优的离面圆柱参数, 现对比不同迎角情况下的离面圆柱控制效果。对比翼型表面压力系数, 如图 9 所示, 加装离面圆柱控制后, 代表结冰分离泡的压力平台尺寸缩小, 平台后压力迅速恢复, 顺压梯度更小, 再附点提前了  $2.5\%c \sim 8\%c$ , 表示离面圆柱能够对结冰翼型的流动分离进行有效控制; 加装离面圆柱控制后, 圆柱后方的尾流区会影响翼型前方的自由来流结构, 使低速区域增大; 随着迎角增大, 结冰分离泡压力平台尺寸逐渐增大, 流动分离过程延后, 表征为控制效果减弱。

通过  $x$  方向速度云图进一步分析离面圆柱控制前后的流场特性, 如图 10 所示, 在加装离面圆柱后, 由于离面圆柱后方的尾流区影响翼型前方

的自由来流结构导致翼型前缘与圆柱中间形成一个低速区域; 冰角后方结冰分离泡区域尺寸减小, 并且由于上冰角尺寸以及后方的分离泡尺寸更大, 离面圆柱对上翼面流场影响效果更明显。通过对比不同迎角的速度云图分布, 随着迎角增大, 翼型前缘的低速区域内速度也逐渐增大, 这也验证了翼型表面的压力分布情况, 使得控制效果减弱; 结合翼型压力系数图以及速度分布云图, 考虑离面圆柱的控制可能与翼型前方的低速区域有关。图 11~图 13 为  $0^\circ \sim 4^\circ$  迎角下的湍动能 (turbulent kinetic energy, TKE) 分布情况, 结合未控制情况下的湍动能分布情况发现, 随着迎角的增大, 并且由于流场分离再附效应消失, 使得冰角后方湍流

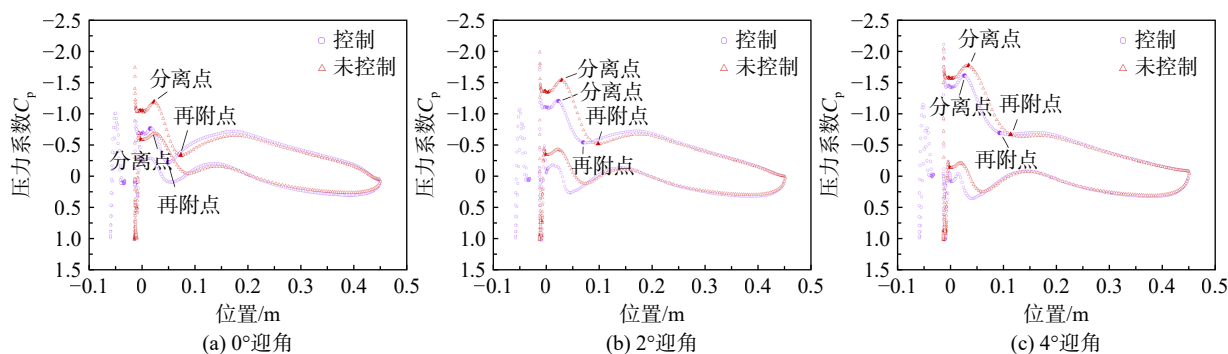
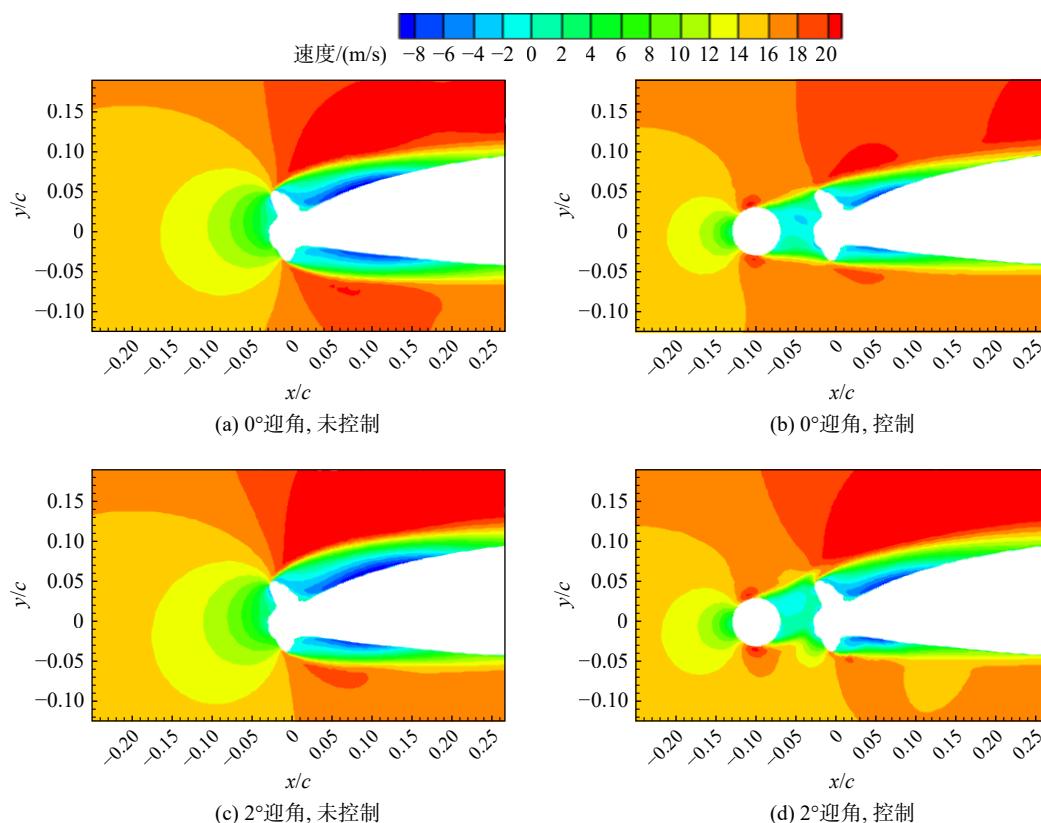


图 9 翼型表面压力系数

Fig. 9 Airfoil surface pressure coefficient



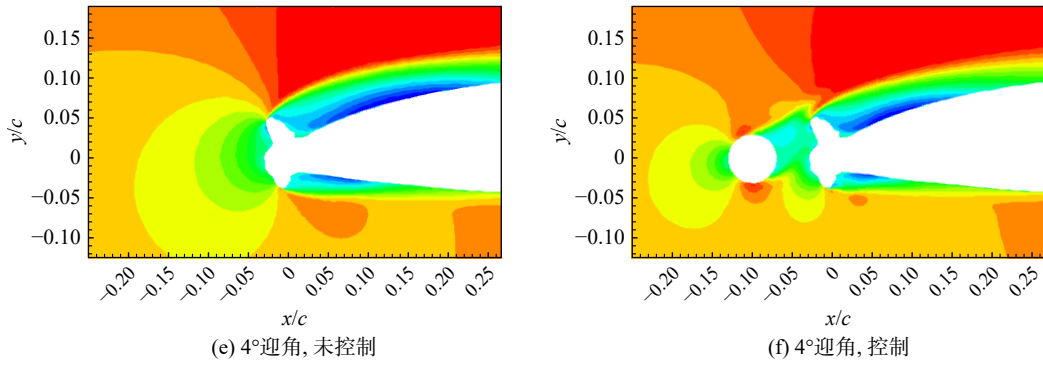
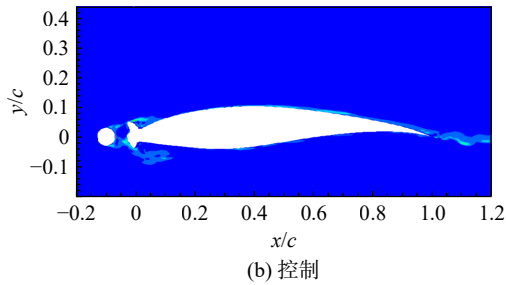
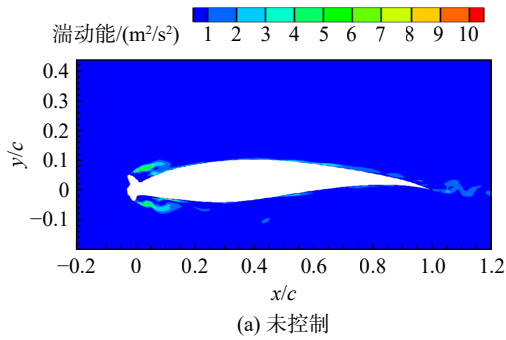
图 10 最优离面圆柱参数控制前后  $x$  方向速度云图Fig. 10  $x$ -direction velocity cloud map with optimal off-surface cylinder parameters before and after control

图 11 0°迎角湍动能分布

Fig. 11 Turbulent kinetic energy distribution at 0° angle of attack

脉动区域基本脱离上壁面。加装最优参数离面圆柱控制后, 随着迎角的增大, 湍动能强度明显降低, 整体的湍流分离区尺寸变小, 能明显看出流场的分离-再附过程提前。

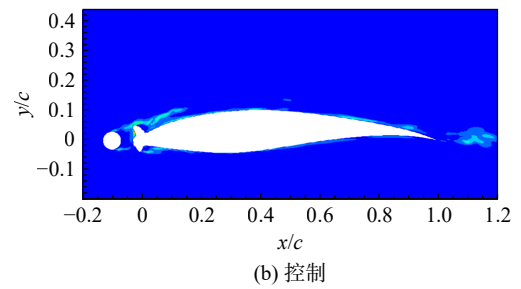
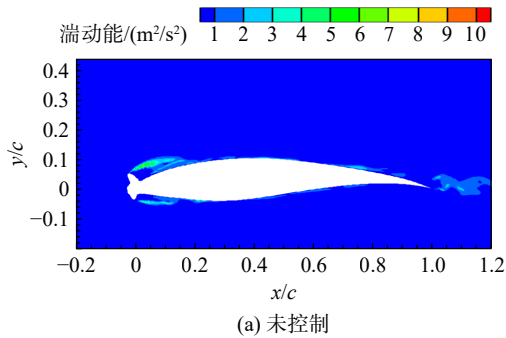


图 12 2°迎角湍动能分布

Fig. 12 Turbulent kinetic energy distribution at 2° angle of attack

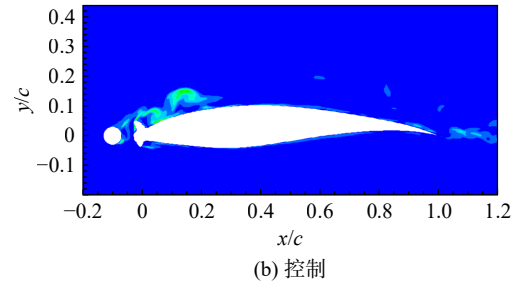
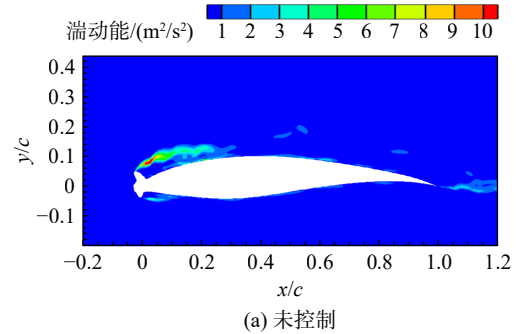


图 13 4°迎角湍动能分布

Fig. 13 Turbulent kinetic energy distribution at 4° angle of attack

### 3 离面圆柱控制机理分析

通过对比相同安装距离下不同圆柱半径对积冰翼型的影响, 发现在圆柱和翼型间会形成一个

低速区域,这一低速区域定义为空腔区,这种情况称为空腔模式<sup>[1]</sup>。图 14 展示了在  $4^\circ$ 迎角时不同离面圆柱半径的  $x$  方向速度云图。在圆柱半径从  $0.01c$  变化到  $0.035c$  时,空腔区随着圆柱半径增大而增大,控制效果也逐渐明显;随着圆柱半径增大到  $0.03c$  时控制效果最好,圆柱半径再增加时空腔区不再继续增大,控制效果减弱。这是由于当圆柱半径为  $0.035c$  时,圆柱尺寸大于冰角的特征长度,空腔低速区没有增加。来流受到离面圆柱影响使得气动性能恶化,这是由于圆柱本身就是钝头体,其自身带来的增阻的负面效果高于其带来的收益。

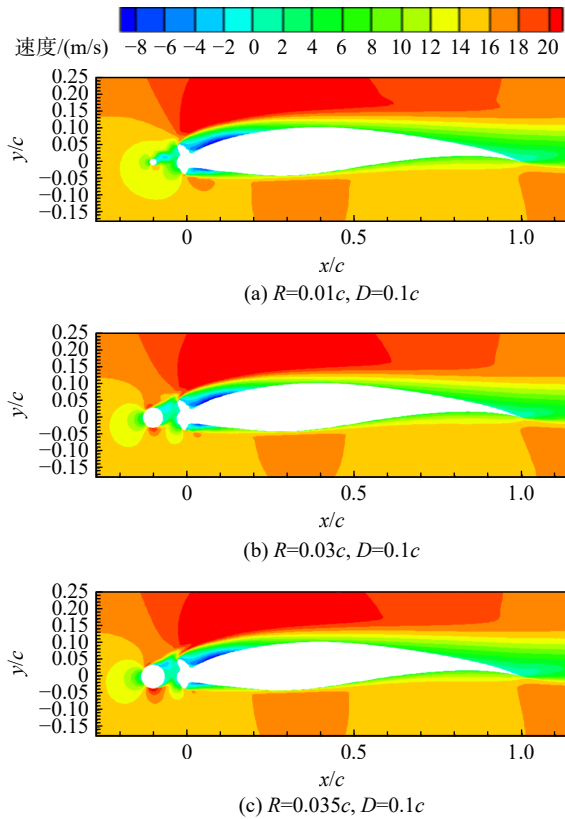


图 14  $4^\circ$ 迎角时不同半径  $x$  方向速度云图

Fig. 14  $x$ -direction velocity cloud map with different radii at  $4^\circ$  angle of attack

在  $4^\circ$ 迎角时相同半径下对比不同安装距离的  $x$  方向速度云图,如图 15 所示,在安装距离从  $0.07c$  到  $0.2c$  的控制情况时,空腔区域随着安装距离的增大而增大,控制效果也更好;离面圆柱的安装距离增大到  $0.1c$  时控制效果最好,安装距离再增加控制效果减弱,并在原本的空腔区内形成涡街,这种情况称为尾流撞击模式<sup>[20]</sup>。当来流经过离面圆柱后撞击角冰翼型,使得尾流撞击模式的来流速度大于空腔模式的来流速度,因此相比之下,尾流撞击模式控制下阻力会更大一些,并

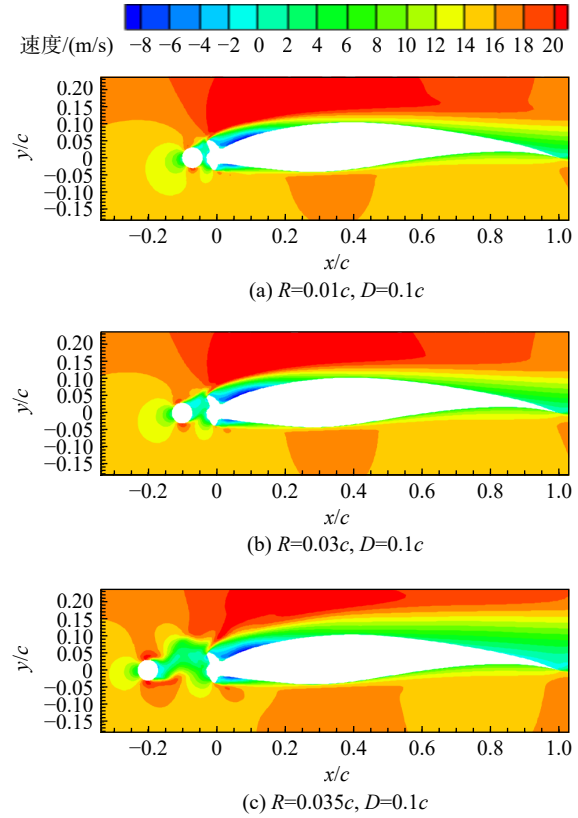


图 15  $4^\circ$ 迎角时不同安装距离  $x$  方向速度云图

Fig. 15  $x$ -direction velocity cloud map with different distances at  $4^\circ$  angle of attack

且由于速度增加导致前缘压力增加,压差阻力也增加,使得离面圆柱的控制效果下降;当离面圆柱的半径增大,形成尾流撞击模式的安装距离也会增大,所以进行离面圆柱控制时应合理选择圆柱参数,参数选择应出现空腔模式,避免出现尾流撞击模式。

离面圆柱控制两种模式的转变具有一个临界状态,通过对比研究离面圆柱安装距离与半径的关系,找到了一个函数关系,当离面圆柱参数低于临界函数时为尾流撞击模式,高于临界函数时为尾流撞击模式,如图 16 所示。该函数关系是通过在控制模式从空腔模式转化为尾流撞击模式的边界处绘制曲线估算的。临界安装距离  $\hat{D}_c$  和临界半径  $\hat{R}_c$  的关系式如下:

$$\begin{aligned} \hat{D}_c &= 0.088 + 1.2\hat{R}_c \\ 0.07 \leq \hat{D} \leq 0.2 \quad 0.005 \leq \hat{R} \leq 0.04 \end{aligned} \quad (1)$$

其中  $\hat{D}$  和  $\hat{R}$  为:

$$\hat{D} = D/c \quad \hat{R} = R/c \quad (2)$$

图 17 以  $Q$  等值面的形式进一步对比最优参数离面圆柱控制前后流场多尺度涡系结构的变化

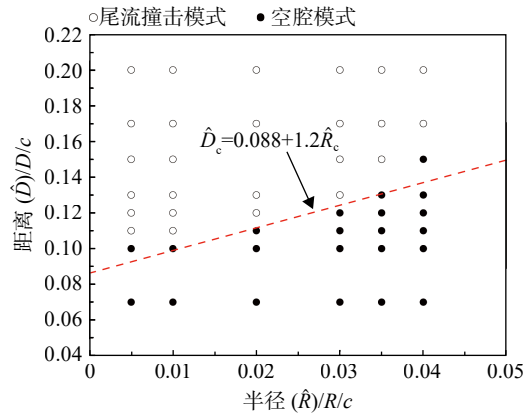


图 16 圆柱安装距离与半径的关系

Fig. 16 Relationship between cylinder distance and radius

情况, 其中  $Q$  为旋涡强度衡量值 ( $Q=10$ ), 等值面使用  $x$  方向速度渲染。未控制情况时, 前缘形成明显的分离泡涡系结构, 并随着迎角的增加分离泡尺寸增大, 后缘的涡系结构复杂, 且后缘涡系经由前缘复杂涡系的作用下在下游部分形成尺度更大的涡系。在使用最优参数离面圆柱控制后, 圆柱对来流进行干涉, 使得冰角后原本的分流泡区域形成尺寸更小更丰富的涡, 后缘位置的涡系较未控制时有明显减小; 这是由于涡系的大部分湍动能与近壁面边界层相互作用, 使得再附过程能够快速发生, 虽然不能完全控制所有涡向后缘流动, 但是少量涡不足以形成较高强度得尾迹流动。

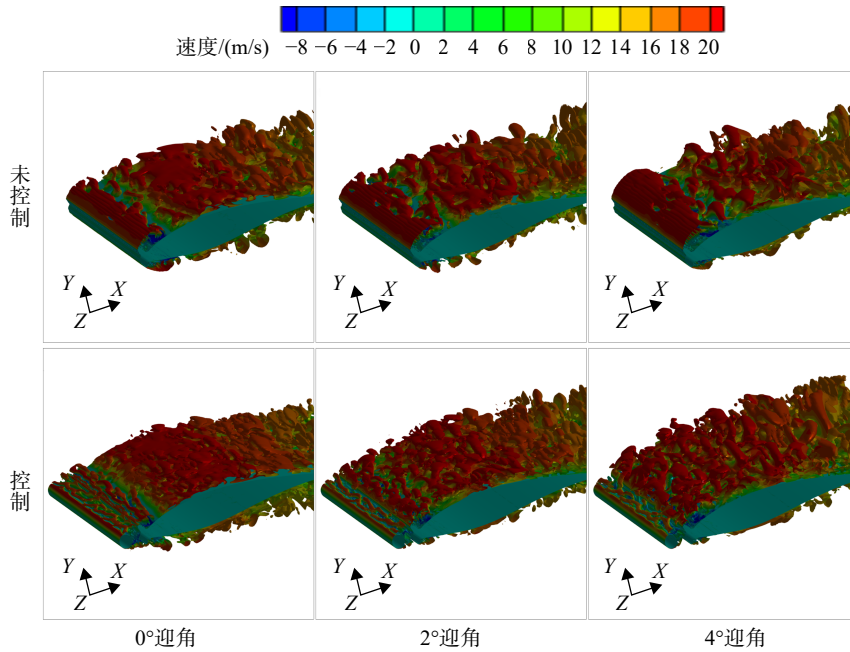
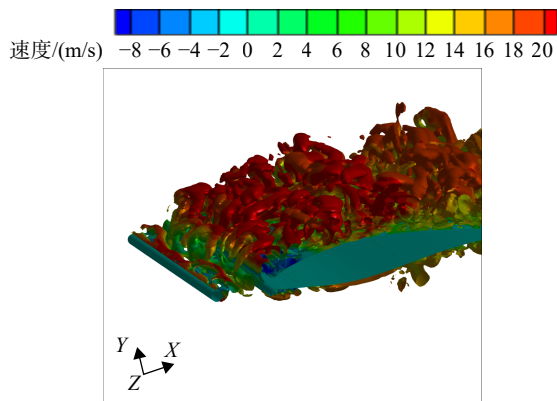
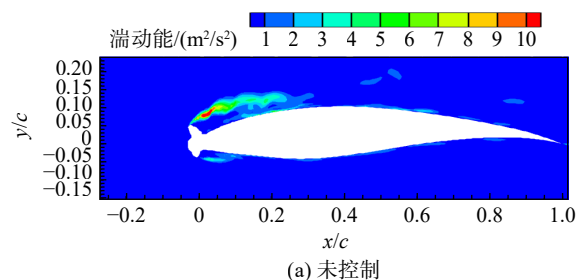
图 17 不同迎角  $Q$  准则等值面  $x$  方向速度着色图Fig. 17 Colored graph of velocity in  $x$ -direction of  $Q$  criterion isosurface with different angles of attack

图 18 展示了  $4^\circ$  迎角下尾流撞击模式的离面

图 18  $4^\circ$  迎角尾流撞击模式  $Q$  准则等值面  $x$  方向速度着色图Fig. 18 Colored graph of velocity in  $x$ -direction of  $Q$  criterion isosurface with  $4^\circ$  angle of attack and wake impingement mode

圆柱参数的  $Q$  准则等值面涡系分布图, 相较于空腔模式, 在离面圆柱与角冰间有更多、更大的涡, 并且影响下游区域的涡系结构融合过程, 使得后缘的涡进一步的分离, 从而形成更大尺寸的分离涡系, 延缓了翼型表面的再附过程的发生, 并展示出了湍动能特征明显的分离流动如图 19 所示。



(a) 未控制

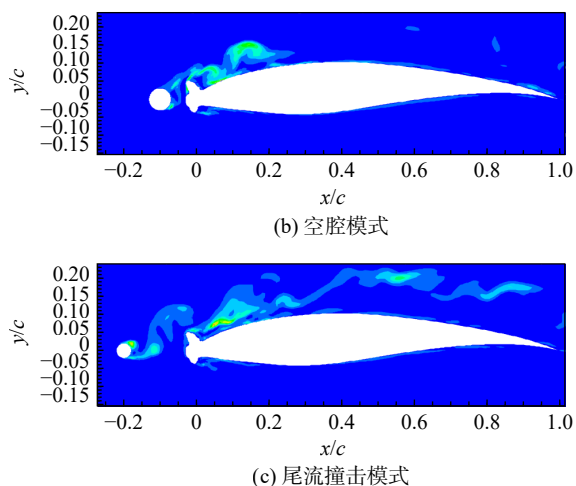


图 19 不同控制模式湍动能分布

Fig. 19 Turbulent kinetic energy distribution with different control modes

#### 4 失速迎角离面圆柱控制分析

前面章节分析了最优参数离面圆柱在  $0^\circ \sim 4^\circ$  迎角对结冰分离泡的控制效果,本章针对角冰翼型的失速迎角,研究离面圆柱控制在不同失速迎角下的控制效果。由图 20 可见,在  $8^\circ$  迎角时无控制状态下,形成了典型大尺度结冰分离泡结构,上翼面完全转化为回流区域,再附效应基本消失,体现典型的全局分离特征,表明已经出现失速现象;圆柱控制后回流区域缩小,结冰分离泡尺寸

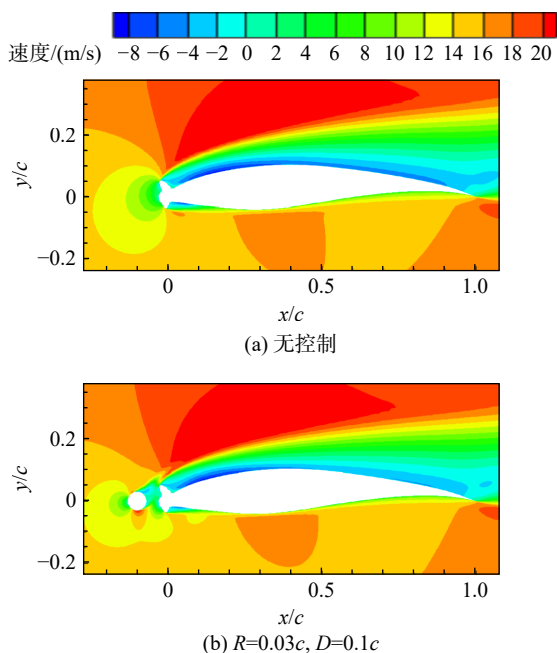
图 20  $8^\circ$  迎角控制前后  $x$  方向速度云图

Fig. 20  $x$ -direction velocity cloud map with  $8^\circ$  angle of attack before and after control

减小,再附过程重新出现。在前缘角冰区域压力系数有所减小,角冰后上翼段压力系数增大使得压差阻力增大,如图 21 所示;但上翼面负压增大,下翼面正压增大使得上下翼面压差增大,从而使得升力有所改善。

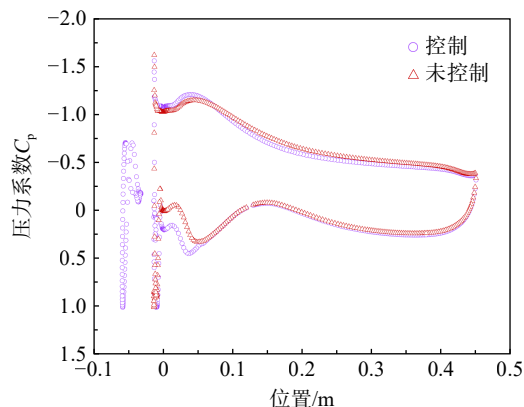
图 21  $8^\circ$  迎角控制前后压力系数

Fig. 21 Pressure coefficient with  $8^\circ$  angle of attack before and after control

为了分析气动力改善的具体原因,对失速后的流场情况进行分析。图 22 为  $8^\circ$  迎角时湍动能分布情况,当加装离面圆柱控制后,湍动能与剪切层壁面存在动能传输过程,湍动能强度减小,表征流动再附效应生效,但冰角后方涡系结构更复杂。图 23 和图 24 分别是  $8^\circ$  迎角时未控制与最

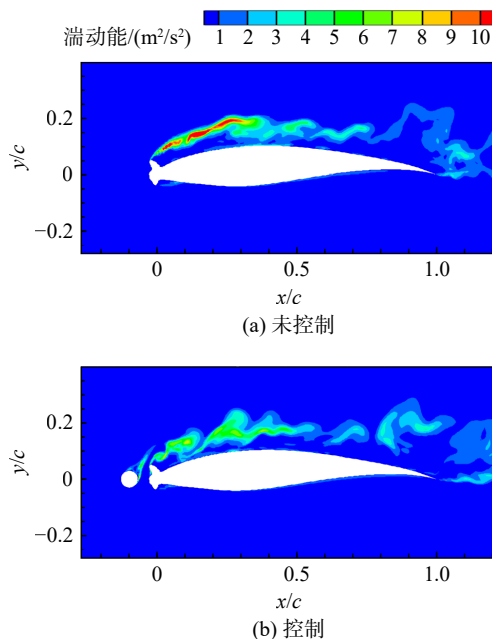
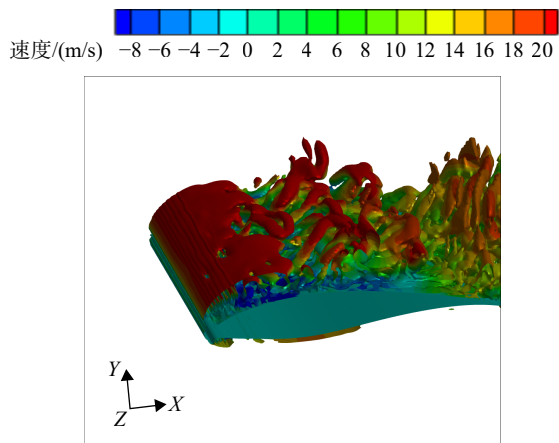
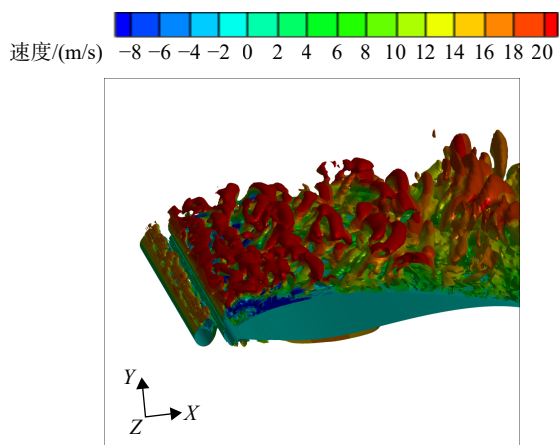
图 22  $8^\circ$  迎角湍动能分布

Fig. 22 Turbulent kinetic energy distribution at  $8^\circ$  angle of attack

图 23 8°迎角无控制  $Q$  准则等值面  $x$  方向速度着色图Fig. 23 Colored graph of velocity in  $x$ -direction of  $Q$  criterion isosurface with 8° angle of attack and uncontrolled condition图 24 8°迎角最优圆柱参数  $Q$  准则  $x$  方向速度着色图Fig. 24 Colored graph of velocity in  $x$ -direction of  $Q$  criterion isosurface with 8° angle of attack and optimal cylinder parameters

优参数离面圆柱的  $Q$  等值面 ( $Q=10$ ) 涡分布情况, 并使用  $x$  方向速度进行渲染。在离面圆柱的控制作用下, 将原本稳定的分离泡结构扰乱, 形成比原本尺度更小, 更丰富的涡系结构, 后缘位置尾流区域尺度增大, 分离涡在法向尺寸变大。并且由  $x$  方向速度的分布情况来看, 控制后使得角冰后回流区域较未控制情况缩小了约 40% 左右, 这彰显了离面圆柱对失速迎角下的角冰翼型的控制效果。

由于本文离面圆柱安装位置只在前缘水平位置, 对来流的扰动使得冰角后涡纵向高度变大, 并在后缘位置发展更为明显, 对失速后的控制效果比较局限, 因此需要针对失速后情况对离面圆柱进行重新设计, 探究不同安装位置对离面圆柱失速迎角的控制效果。

## 5 结 论

结合被动流动控制的思路建立离面圆柱对积冰翼型的控制方法, 并基于 SA 与 IDDES 方法对积冰翼型离面圆柱控制前后分离流场变化特征开展了数值模拟对比分析, 阐述了离面圆柱控制前后改善翼型特性的相关流动机制。主要结论包括以下方面:

1) 通过添加离面圆柱的方法改善无人机在积冰状态下的分离流动特性, 较之传统优化气动特性思路, 该方法能够在积冰状态下获得良好气动特性, 并在未积冰状态时, 离面圆柱收入机翼中, 保持干净翼型的原有气动性能。离面圆柱控制的方法能够使干净构型气动性能与积冰状态气动特性的研究分离开来, 同时降低两者的设计难度, 寻求对两者有利的设计需求。

2) 离面圆柱控制后积冰翼型气动特性主要表现为升力特性恢复、阻力特性降低的特点。分离泡形态由原本角冰后大尺度分离区域抑制为中等尺度分离区域。前缘压力增大使得压差阻力减小是离面圆柱对积冰翼型气动特性改善的主要原因。

3) 不同的离面圆柱参数对积冰翼型控制会产生不同的控制模式, 在离面圆柱与角冰中间区域形成低速区域的称为空腔模式, 形成涡街的称为尾流撞击模式, 并构建了关于空腔模式转换为尾流撞击模式的函数。对积冰翼型气动特性改善效果较好的是空腔模式, 离面圆柱的参数应避免形成尾流撞击模式, 对比得到最优的离面圆柱参数是半径为 0.03 倍弦长、安装距离为 0.1 倍弦长。

4) 离面圆柱控制后来流经离面圆柱干涉, 对角冰后流动产生干扰作用, 使得原本的大尺度涡结构演变为更多更小的涡系结构, 使得回流区域整体缩小。后缘位置的涡系较未控制时有明显减小; 涡系的大部分湍动直接注入近壁面边界层, 导致再附过程能够快速产生, 虽然不能完全控制所有涡向后缘流动, 但是少量涡不足以形成较高强度得尾迹流动。

5) 最优离面圆柱参数使得在 8° 失速迎角时, 能够在一定程度上控制角冰翼型的流动分离过程, 离面圆柱控制使得原本稳定的分离泡结构紊乱, 控制后角冰后回流区缩小; 由于本文仅考虑离面圆柱安装在前缘水平位置工况, 会使得角冰后纵向涡高度增大, 对失速后控制效果较为局限。

目前离面圆柱控制的研究工作只局限于单一冰型、单一翼型、固定的离面圆柱组合条件下的积冰特性改善机制,未对三维机翼翼型变化的影响进行分析,后续工作会对不同离面圆柱安装角度的影响进行研究,以及不同冰型不同翼型组合的离面圆柱控制方法开展系统研究,并展开离面圆柱控制对三维机翼翼型变化的影响研究。希望通过系统研究评估翼型积冰特性的改善效果,并在此基础上探讨基于离面圆柱的被动控制方法在无人机固定翼积冰气动设计中的可行性及其效能。

## 参考文献:

- [1] Bragg M, Perkins W, Sarter N, et al. An interdisciplinary approach to inflight aircraft icing safety[R]. AIAA-1998-0095, 1998.
- [2] Zhang Heng, Li Jie, Zhao Binbin. Improvement mechanism of ice-tolerance capacity for iced airfoil with variable camber of drooping leading edge[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(1): 627114.
- [3] Weick F E, Shortall J A. The effect of multiple fixed slots and a trailing-edge flap on the lift and drag of a Clark Y airfoil[R]. Washington DC: National Advisory Committee for Aeronautics, 1933.
- [4] Larabi A, Pereira M, Ravelet F, et al. Numerical study on the effect of an off-surface micro-rod vortex generator placed upstream NACA0012 aerofoil[J]. *E3S Web of Conferences*, 2021, 321: 01011.
- [5] Larabi A, Pereira M, Ravelet F, et al. Experimental and numerical study on aerodynamics of aerofoils at low Reynolds number controlled by off-surface micro-vortex generators[R]. Nantes, France: 25th Congrès Français de Mécanique, 2022.
- [6] Lin J C. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, 38(4/5): 389-420.
- [7] Veldhuis L, Van der Steen M. Flow separation control by off surface elements[R]. AIAA-2010-4684, 2010.
- [8] Taneda S. Experimental investigation of vortex streets[J]. *Journal of the Physical Society of Japan*, 1965, 20(9): 1714-1721.
- [9] Luo Dahai, Huang Diangui, Sun Xiaojing. Passive flow control of a stalled airfoil using a microcylinder[J]. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 2017, 170: 256-273.
- [10] Luo Dahai, Lu Bingxiao, Geng Haichao, et al. Dynamic stall control of an offshore wind turbine airfoil using a leading-edge micro-cylinder[J]. *Ocean Engineering*, 2024, 313: 119695.
- [11] Lee S J, Lee S I, Park C W. Reducing the drag on a circular cylinder by upstream installation of a small control rod[J]. *Fluid Dynamics Research*, 2004, 34(4): 233-250.
- [12] Price S J, Sumner D, Smith J G, et al. Flow visualization around a circular cylinder near to a plane wall[J]. *Journal of Fluids and Structures*, 2002, 16(2): 175-191.
- [13] 曹君尧. 基于辅助圆柱的圆柱绕流场被动控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.  
Cao Junyao. Research on passive control of flow field around cylinder based on auxiliary cyclinder[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022. (in Chinese)
- [14] 王志忠. 圆柱绕流被动控制数值研究[D]. 湘潭: 湘潭大学, 2020.  
Wang Zhizhong. Numerical study on passive control of flow past circular cylinder[D]. Xiangtan: Xiangtan University, 2020. (in Chinese)
- [15] Bragg M B, Khodadoust A, Spring S A. Measurements in a leading-edge separation bubble due to a simulated airfoil ice accretion[J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(6): 1462-1467.
- [16] Two- and three-dimensional iced airfoil separation bubble measurements by particle image velocimetry[R]. AIAA-2007-88, 2007.
- [17] Zhang Heng, Li Jie, Jiang Youxu, et al. Analysis of the expanding process of turbulent separation bubble on an iced airfoil under stall conditions[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 114: 106755.
- [18] Spalart P R, Jou W H, Strelets M, et al. Comments on the feasibility of LES for wings and on the hybrid RANS/LES approach[C]// *Advances in DNS/LES: Proceedings of the First AFOSR International Conference on DNS/LES*. Ruston: Greyden Press, 1997: 137-147.
- [19] Spalart P R, Deck S, Shur M L, et al. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities[J]. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 2006, 20(3): 181-195.
- [20] Spalart P R. Detached-eddy simulation[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2009, 41: 181-202.
- [21] Shur M L, Spalart P R, Strelets M K, et al. A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2008, 29(6): 1638-1649.
- [22] Gritskevich M S, Garbaruk A V, Schütze J, et al. Development of DDES and IDDES formulations for the  $k-\omega$  shear stress transport model[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2012, 88(3): 431-449.
- [23] Hann R, Hearst R J, Sætran L R, et al. Experimental and numerical icing penalties of an S826 airfoil at low Reynolds numbers[J]. *Aerospace*, 2020, 7(4): 46.
- [24] Oo N L, Richards P J, Sharma R N. Ice-induced separation bubble on RG-15 airfoil at low Reynolds number[J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 5156-5167.

(编辑: 秦理曼)