

文章编号: 1000-8055(2022)07-1516-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210154

# 低雷诺数仿生分离流翼型气动特性初探

张 庆<sup>1,2</sup>, 薛榕融<sup>3,4</sup>, 马浩统<sup>3,4</sup>

- (1. 西安航空学院 飞行器学院, 西安 710077;
2. 南洋理工大学 机械与航空工程学院, 新加坡 639798;
3. 中国科学院 光电技术研究所, 成都 610209;
4. 中国科学院 光束控制重点实验室, 成都 610209)

**摘 要:** 为了探索适合低雷诺数微型飞行器的翼型形式, 基于对自然界鸟类和昆虫滑翔飞行时翅膀形状的观察, 设计出一种由前缘削尖平板和后缘圆弧翼型组合而成的仿生分离流翼型。数值研究结果表明, 气流在削尖平板的前缘点强制分离, 形成大范围低压分离流动, 随后在后部圆弧翼上表面再附形成稳定低压涡流区, 从而实现较高的气动效率和较强的抵抗大气湍流的能力。上削尖平板可以使流动分离点固定在削尖点。相对于单独平板, 仿生分离流翼型的升力系数有大幅提高, 迎角为  $4^\circ$  时提高了 112%。此外, 仿生分离流翼型可以在较宽的迎角范围内 ( $4^\circ \sim 20^\circ$ ) 保持高升力, 但是迎角增加, 阻力也快速增大, 因此小迎角情况下 ( $< 4^\circ$ ) 气动效率更优。

**关 键 词:** 仿生分离流翼型; 低雷诺数流动; 流动分离; 气动特性; 大气湍流

**中图分类号:** V211.41<sup>+</sup>2

**文献标志码:** A

## Preliminary aerodynamic exploration for bioinspired separated flow airfoil at low Reynolds number

ZHANG Qing<sup>1,2</sup>, XUE Rongrong<sup>3,4</sup>, MA Haotong<sup>3,4</sup>

- (1. School of Aircraft, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China;
2. School of Mechanical and Aerospace Engineering, Nanyang Technological University, Singapore 639798;
3. Institute of Optics and Electronics, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China;
4. Key Laboratory of Optical Engineering, Chinese Academy of Sciences, Chengdu 610209, China)

**Abstract:** In order to explore the type of airfoil suitable for low Reynolds number micro aerial vehicles, based on the observation of the wing shape of natural birds and insects during gliding flight in nature, a bioinspired separated flow airfoil composed of a sharpened leading edge flat plate and a circular arc airfoil was designed. Computational results demonstrated that the flow was forced to be separated at the sharp leading edge to generate low pressure flow and then be reattached

**收稿日期:** 2021-04-07

**基金项目:** 四川省海内外高层次人才 (A18S001); 国家自然科学基金面上项目 (62175243)

**作者简介:** 张庆 (1987—), 男, 讲师, 博士, 主要研究方向为仿生飞行器。E-mail: zhangqing2220@mail.nwpu.edu.cn

**通信作者:** 薛榕融 (1990—), 男, 助理研究员, 博士, 主要研究方向为飞行力学。E-mail: xuerongrong@ioe.ac.cn

**引用格式:** 张庆, 薛榕融, 马浩统. 低雷诺数仿生分离流翼型气动特性初探[J]. 航空动力学报, 2022, 37(7): 1516-1527. ZHANG Qing, XUE Rongrong, MA Haotong. Preliminary aerodynamic exploration for bioinspired separated flow airfoil at low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(7): 1516-1527.

at the upper surface of the rear arc airfoil to form stable low pressure vortical flow, thus high aerodynamic efficiency and strong turbulence resistance could be achieved. The separation could be fixed at the sharp leading edge point for upper-cropped flat plate. Compared with the single cropped flat plate, the lift coefficient of the bioinspired separated flow airfoil was improved significantly, by 112% at angle of attack  $4^\circ$ . In addition, the bioinspired separated flow airfoil can maintain high lift within a wide range of angle of attack between  $4^\circ$  and  $20^\circ$ , but the aerodynamic efficiency was higher at angles of attack lower than  $4^\circ$  because the drag increased rapidly with the increase of the angle of attack.

**Key words:** bioinspired separated flow airfoil; low Reynolds number flow; flow separation; aerodynamic performance; aerodynamic turbulence

微型飞行器(micro aerial vehicle, MAV)是航空领域近20年来的前沿研究课题<sup>[1-4]</sup>。按照定义, MAV的尺寸小于15 cm(6 inch), 起飞总质量小于200 g, 飞行速度约为10 m/s<sup>[5-7]</sup>。因为它的几何尺寸小, 结构质量轻, 所以MAV可以更方便地执行一些常规飞行器难以完成的特殊任务, 如限定空间内的环境监测、地质勘探、低空侦查、通信中继等<sup>[5-10]</sup>。但是, 由于几何尺寸小, 飞行速度低, MAV的飞行雷诺数很低(为 $10^3 \sim 10^5$ ), 由此带来一系列的低雷诺数气动难题, 常规飞行器(雷诺数在 $10^6$ 以上)气动设计的原理和方法此时已经不再适用<sup>[10-12]</sup>。比如, 固定翼MAV翼面上的气流很容易发生分离, 导致其气动效率急剧下降, 因而航时和航程均很有限。研究表明, 雷诺数在 $10^6 \sim 10^7$ 时, 光滑翼最大升阻比的量级是 $10^2 \sim 10^3$ , 而雷诺数在 $10^4$ 以下时, 其最大升阻比的量级在 $10^0$ 以下<sup>[6]</sup>。此外, 由于飞行速度和高度都很低, MAV很容易受到飞行环境中阵风和大气湍流的影响, 从而造成操纵特性和飞行稳定性的显著下降<sup>[1, 6]</sup>。

由于低雷诺数流动的特点, 目前按照大飞机机翼缩比设计的MAV的气动效率较低, 当前MAV的进一步发展和应用遇到了新的技术瓶颈<sup>[6, 10-12]</sup>。为了提高MAV的气动性能和飞行稳定性, 必须开展新型气动布局的研究以探索更加适合未来MAV的构型形式。通过对自然界中飞行动物的观察发现, 飞鸟和昆虫的翅膀构型可以在不牺牲气动效率的情况下产生很强的抵抗阵风和大气湍流的能力, 它们的翅膀剖面并不像常规飞机的翼型那样光滑, 而是由飞羽、翅膜和翅脉形成尖锐的前缘, 从而使自由来流的分离位置固定在尖锐的前缘处<sup>[1, 13-25]</sup>。Luca等人据此设计了一款由仿生分离流机翼构成的MAV(质量为104 g), 根据他们的飞行实验以及风洞/水洞实验研究结

果, 该MAV的飞行时长在同等动力条件下提高了四倍, 对大气湍流的抵抗能力也大幅提高<sup>[1]</sup>。

Luca等人在布朗大学风洞和水洞实验室开展的实验研究证明, 他们设计的仿生分离流翼型在不同湍流度(0.04%~6.9%)的大气环境中都可以保持较好的飞行稳定性<sup>[1]</sup>。但是, 他们的结果并没有关注翼型在不同迎角下的流场涡流结构和升力阻力特性, 也没有明确仿生分离流翼型的各个部件在气动构型上的作用。因此, 为了充分理解和继续探索这种仿生分离流翼型的气动特性, 本文设计了一种仿生分离流翼型, 由前缘削尖的平板和平板后部倾斜放置的圆弧翼型组成, 随后对该翼型开展了数值模拟研究, 详细地探究了低雷诺数( $Re=1.0 \times 10^4$ )流动情况下该翼型在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 迎角范围内的流动特性。此外, 作为对照, 研究了后部圆弧翼的长度对总体气动特性的影响规律, 从而明确了仿生分离流翼型的流动特性和增升增稳机理。在当前大力发展新型MAV的时代背景下, 希望本文的探索性研究能为未来更加高效、更加稳定的MAV的设计和制造提供一定的理论指导和技术支撑。

## 1 几何模型及算例验证

本文研究的几何模型如图1所示, 图中模型的弦向和厚度方向分别用X和Y来表示。图1(a)是平板几何外形, 普通平板为黑色线型所示的长方形, 平板弦长 $C=30$  mm, 厚度 $t=1$  mm, 绿色线型为前缘上表面削尖 $30^\circ$ 的平板。图1(b)中的黑色线型A就是本文所要研究的仿生分离流翼型, 前半部分是前缘上表面削尖 $30^\circ$ 的平板(图1(a)中的绿色平板), 圆弧翼型前缘为一个直径 $D=1.5$  mm的半圆, 位于平板上表面75% $C$ 的位置, 圆弧翼型上表面为直线, 与平板表面的夹角为 $15^\circ$ , 上

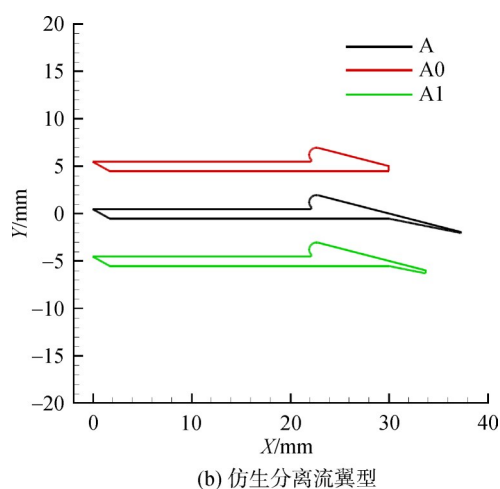
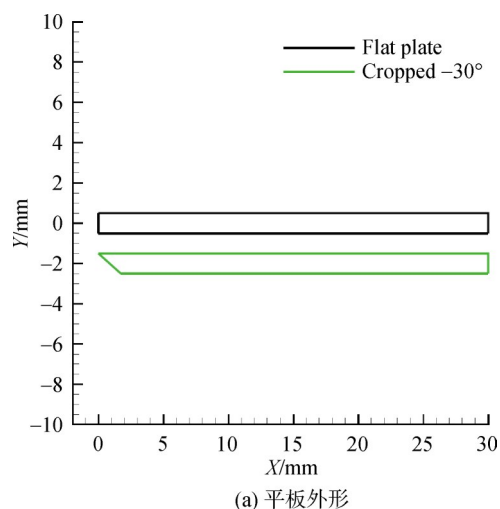


图1 几何模型

Fig.1 Geometric shapes

表面长度为 15 mm,下表面与平板下表面后缘点直线连接。作为对照,模型 A0 的圆弧翼的上表面只延伸至平板的后缘位置处,模型 A1 的圆弧翼的上表面平板后缘位置以后的长度只有模型 A 的一半。自由来流风速  $V_\infty$  为 5 m/s,压力为 101 325 Pa,迎角变化范围为  $0^\circ \sim 20^\circ$ ,计算间隔为  $2^\circ$ ,基于平板弦长  $C$  的雷诺数为  $1.0 \times 10^4$ 。

本文数值模拟的重点在于验证程序对低雷诺数流动的气动力计算以及对分离流动的捕捉能力,考虑到商业软件的普适性以及鲁棒性,选择 ANSYS Fluent 19.5 作为本文的流场模拟工具,所有的计算工作在新加坡南洋理工大学高性能计算中心 Gekko 集群上完成。其中,流场求解部分采用基于 SST (shear stress transfer)  $\kappa-\omega$  湍流模型的有限体积法<sup>[26]</sup>,计算网格采用混合网格<sup>[27-29]</sup>,包括附面层内的四边形单元(所有模型物面网格

节点之间距离约为 0.1 mm,附面层为 30 层)以及其他区域内采用阵面推进法生成的三角形网格单元,模型 A 不同区域的网格分布情况详见图 2。图 2(a)是整体网格分布情况,远场边界为正方形,边长为  $40C$ 。其中,正方形的左侧设置为速度入口,右侧为压力出口。上下边界条件的设置与迎角相关<sup>[26]</sup>,迎角( $\alpha$ )为  $0^\circ$  时,上下边界均为压力出口,迎角为正时,下边界为速度入口,上边界为压力出口。图 2(b)中的四张图分别对应平板削尖前缘点附近、平板与圆弧交接位置、圆弧位置、圆弧翼后缘位置。由图可以看出,由于圆弧表面曲率变化较大,平板与圆弧交接位置网格扭曲较严重,其他区域的网格正交性保持很好。翼型表面附面层第一层高度为  $5.0 \times 10^{-5}$  m(相应的  $y^+ = 1.0$ ),法向增长率为 1.12,附面层总层数为 30 层。其他几组模型的网格分布规律与图 2 类似。

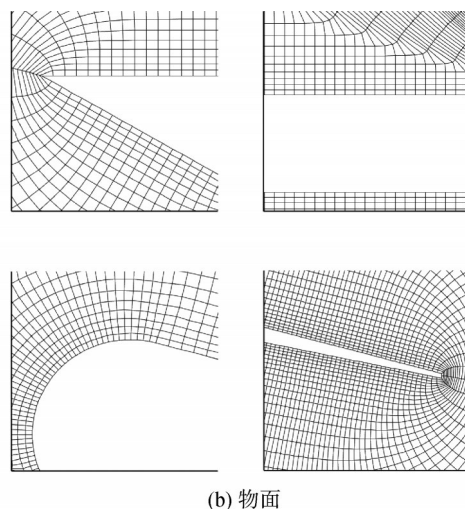
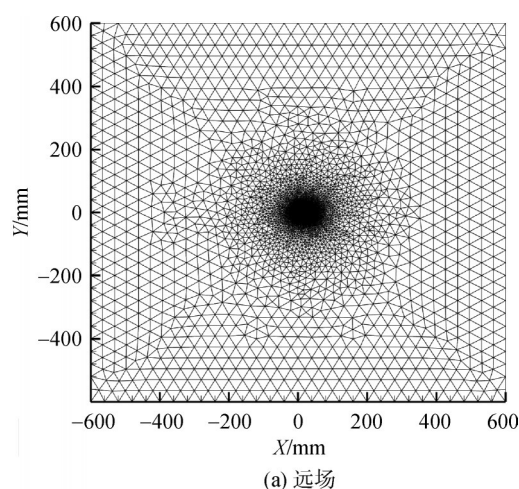


图2 不同位置的计算网格分布(单位:mm)

Fig.2 Computational grid distribution at different positions (unit:mm)

既然仿生分离流翼型由平板和圆弧翼型构成,为了验证本文计算方法的可靠性,计算了典型低雷诺数翼型 SD7003 在迎角为  $4^\circ$ ,雷诺数为  $10^4$  时的升阻力情况,并与文献[30]中的水洞实验结果进行了对比,远场和物面网格分布规律与图 2 中的仿生分离流翼型类似。不同方法的计算值与实验值的详细对比如表 1 和图 3 所示。

表 1 不同方法计算的升力系数阻力系数对比  
Table 1 Comparison of lift and drag coefficients by different computational methods

| 计算方法                           | 升力系数<br>(相对误差)  | 阻力系数<br>(相对误差)   |
|--------------------------------|-----------------|------------------|
| 实验值                            | 0.561(参考值)      | 0.021(参考值)       |
| 无黏模型                           | 0.654 1(16.60%) | 0.002 5(-88.10%) |
| S-A 模型                         | 0.556 1(-0.87%) | 0.021 9(4.29%)   |
| SST $\kappa\text{-}\omega$ 模型  | 0.548 1(-2.30%) | 0.020 5(-2.38%)  |
| $\gamma\text{-}Re_\theta$ 转捩模型 | 0.565 4(0.78%)  | 0.022 3(6.19%)   |

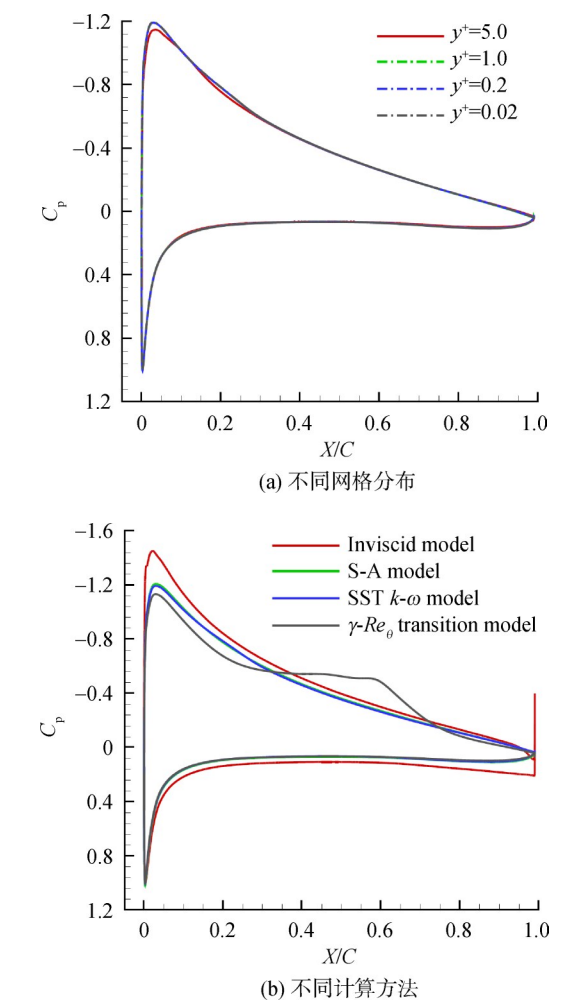


图 3 压力系数对比

Fig.3 Comparison of pressure coefficient

图 3(a)是附面层第一层采用不同高度时物面压力系数( $C_p$ )对比情况,由图可知, $y^+$ 小于等于 1.0 的三种网格得到的结果几乎完全重合,证明继续加密网格对计算结果没有影响,因此下文所有的网格附面层第一层高度均取为  $y^+=1.0$ 。对比如表 1 和图 3(b)的结果可知,无黏模型的升阻比( $K$ )误差都很大,而 S-A(Spalart-Allmaras)和 SST  $\kappa\text{-}\omega$  两种全湍流模型的结果较好,升阻力的误差都在 5% 以内。对于转捩模型,虽然计算的流动分离、转捩及再附位置都较好,但是其对阻力的过分估计导致总阻力的误差较大。低雷诺数面临着层流分离和分离诱导转捩等复杂问题,必须要考虑转捩问题,但是由于本文的主要关注点在于研究分离流翼型的总体气动特性以及后缘斜置平板长度对气动特性的影响而不是精细流场结构演化特性,并且 SST  $\kappa\text{-}\omega$  计算的升力和阻力均与实验吻合更好,因此下文的计算均采用 SST  $\kappa\text{-}\omega$  全湍流模型。另外,由于正迎角情况下前缘的尖角导致气流快速转捩<sup>[1]</sup>,因此本文认为,对于仿生分离流翼型,采用全湍流模型来计算升阻力特性是可行的。

2 数值模拟结果计算及分析

为了将仿生分离流翼型应用于未来 MAV,必须首先深入研究该翼型在低雷诺数流动条件下的气动特性。因此,本节主要分析该翼型在雷诺数  $Re=1.0\times 10^4$ ,迎角为  $0^\circ\sim 20^\circ$  范围内的升阻力变化情况。由于仿生分离流翼型平板的前缘是削尖的,目的是使气流在此位置分离,所以文中对比了普通长方形平板以及前缘上削尖平板的气动特性,并详细探讨了仿生分离流翼型的气动特性,作为对照,还计算了模型 A0 和模型 A1 两个模型(如图 1(b)所示,与模型 A 的差别仅在于圆弧翼后面部分的长度)。需要注意,所有模型计算时的流动条件完全一样,远场和物面网格的尺度和分布规律也类似。由于仿生分离流翼型的总弦长比平板稍大,所有模型升阻力系数的参考面积均选为各模型在单位展长时的投影面积,因此模型 A0、A1、A 对应的参考面积分别为  $0.03$ 、 $0.033\ 8$ 、 $0.037\ 4\ \text{m}^2$ 。

2.1 平板及前缘削尖平板

图 4 是普通平板和前缘上削尖平板的升力系数  $C_L$  和阻力系数  $C_D$  的对比图。由图可知,普通平板在迎角( $\alpha$ )为  $0^\circ\sim 4^\circ$  范围内升力系数线性增加(升力线斜率大于  $2\pi$ ),随后开始缓慢增加。而削尖平板的在迎角为  $0^\circ\sim 6^\circ$  时升力近似线性增加

(升力线斜率约为  $2\pi$ ), 在迎角为  $8^\circ$  时达到最大值后开始缓慢减小, 到迎角为  $14^\circ$  后开始缓慢增加。从升力系数的数值来看, 在  $0^\circ$  迎角时, 由于流动的对称性, 普通平板升力为零, 而削尖平板的升力为正, 不过绝对数值都很小。在迎角为  $2^\circ \sim 4^\circ$  时, 普通平板的升力系数比削尖平板稍大, 在迎角为  $6^\circ \sim 14^\circ$  时, 削尖平板升力较大, 迎角为  $8^\circ$  时, 削尖平板的升力系数比普通平板大 19%。迎角超过  $16^\circ$  时, 削尖平板的升力小于普通平板。

从阻力系数的变化趋势来看, 两种平板的阻力系数均随迎角近似线性增加, 削尖平板的阻力系数比普通平板稍大。迎角为  $8^\circ$  时, 削尖平板的阻力系数比普通平板增加 15%。但是,  $0^\circ$  迎角时, 削尖平板的阻力均比普通平板要小。值得注意的是, 迎角为  $0^\circ \sim 2^\circ$  时, 普通平板的阻力增加很缓慢, 而削尖平板的阻力呈线性增加。

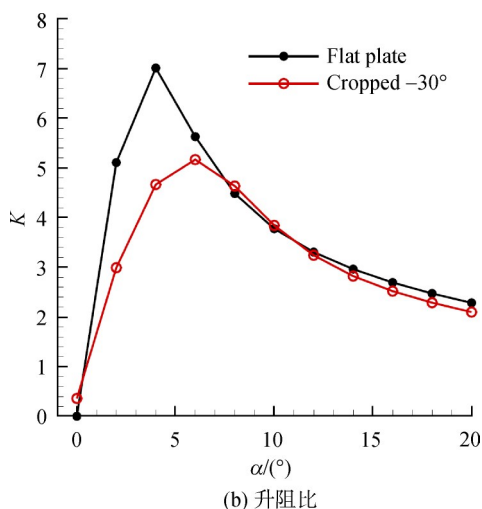
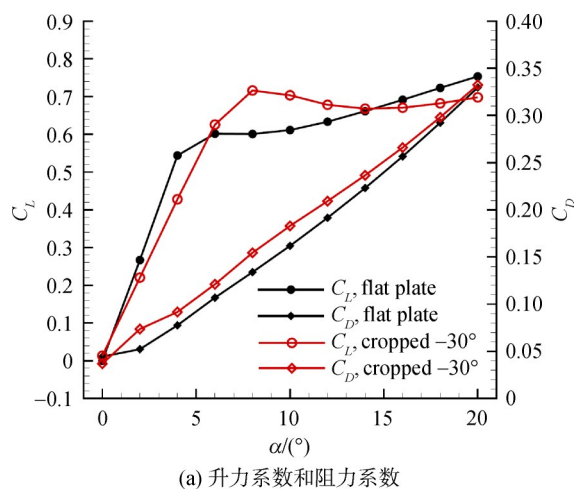


图 4 普通平板和削尖平板的气动力系数对比

Fig.4 Comparison of aerodynamic coefficients between flat plate and cropped flat plate

综合来看, 由于前缘斜坡形成的高压区, 削尖平板在  $0^\circ, 8^\circ \sim 10^\circ$  迎角范围气动效率稍高于普通平板, 在  $2^\circ \sim 6^\circ$  迎角气动效率远低于普通平板, 而迎角超过  $12^\circ$  以后, 气动效率比平板稍小。

图 5 和图 6 分别是选定迎角下两种平板表面的压力系数 ( $C_p$ ) 分布以及绕流流场和流线对比。结合图 5(a) 和图 6(a) 的压力和流线分布图可知,  $0^\circ$  迎角时削尖平板的前缘只有尖点处是驻点高压区, 而普通平板的整个前缘都是高压区, 由于后缘压力分布相同, 所以削尖平板的阻力稍小。尽管普通平板产生了分离流低压区, 但由于流动的对称性, 普通平板上下表面流动情况完全对称, 所以没有升力产生, 而削尖平板的前缘是下倾斜面, 该斜面是一个高压区, 所以会有向上的力分量产生, 因此  $0^\circ$  迎角时削尖平板会有一个很小的升力。

如图 5(b) 和图 6(b) 所示, 在迎角为  $4^\circ$  时, 由于前缘斜面的导流作用, 迎面气流大部分流向下表面, 削尖平板上表面的涡流区域小于普通平板, 因此上表面的低压区面积也比普通平板要小, 因此升力系数较小。此外, 由于流向上表面的气流转折角度更大, 因此分离更靠近前缘, 升力系数较小。值得注意的是, 虽然削尖平板的涡流区域面积小, 但是涡流强度更大, 因此涡核附近的压力比普通平板更低, 如图 5(b) 所示。由于普通平板上表面回流区域更大, 回流部分摩擦阻力为负, 所以普通平板总的摩擦阻力比削尖平板要小。另外, 削尖平板的前缘斜面的高压区会有阻力方向的分量, 因此压差阻力更大。综合来看, 削尖平板在  $4^\circ$  迎角时的总阻力比普通平板要大。

如图 5(c) 和图 6(c) 所示, 在迎角为  $8^\circ$  时, 普通平板的上表面的涡流区覆盖到后缘尾迹区, 而削尖平板的上表面涡流区仅延伸到后缘附近, 因此削尖平板的摩擦阻力要大于普通平板。但是, 由于削尖平板的涡流更强, 并且涡流更靠近物面, 因此削尖平板上表面靠近前缘位置附近压力减小更为明显, 此外, 削尖平板的下表面的压力比普通平板更大 (如图 5(c) 所示), 上下表面的压力差也大, 因此削尖平板的升力更大。由于摩擦阻力和压差阻力都比普通平板大, 上削尖平板的总阻力大于普通平板。

如图 5(d) 和图 6(d) 所示, 在迎角增加到  $16^\circ$  时, 两种平板的分离都很严重, 均延伸到尾迹区中, 因此大部分区域压力分布和升阻力特性也类似。区别在于削尖平板的下表面压力更高 (特别

是前缘斜坡处),因此升力更大(如图 5(d)所示)。阻力都比普通平板大,削尖平板的总阻力更大。阻力发展趋势与 8°迎角类似,由于摩擦阻力和压差

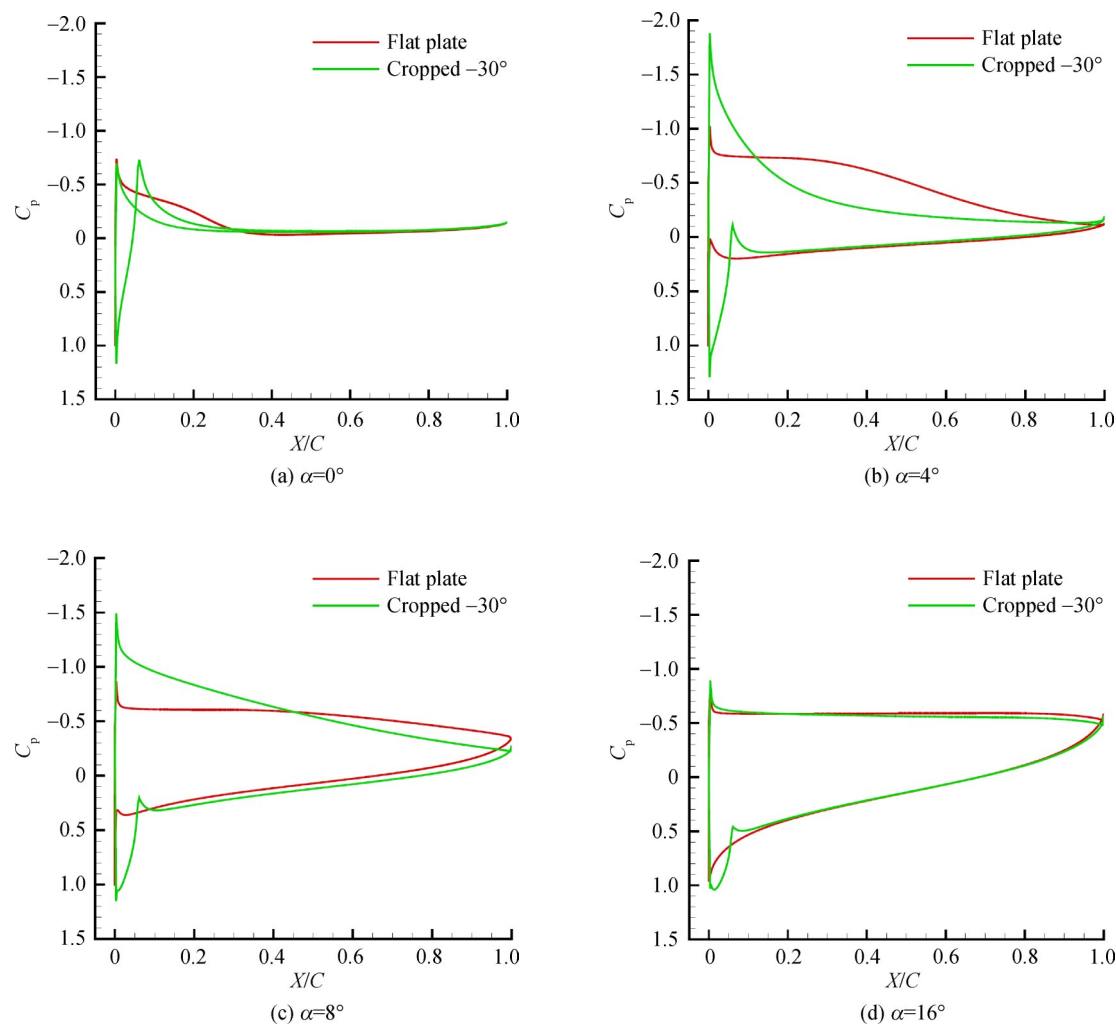
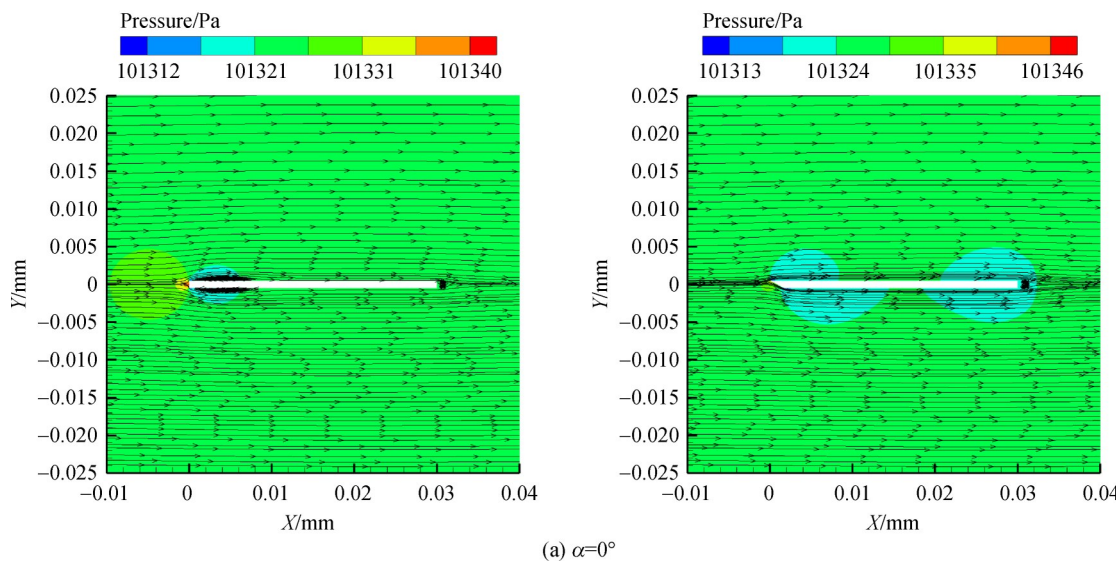


图 5 不同迎角下平板表面的压力系数分布对比  
Fig.5 Comparison of wall pressure coefficient at different angles of attack



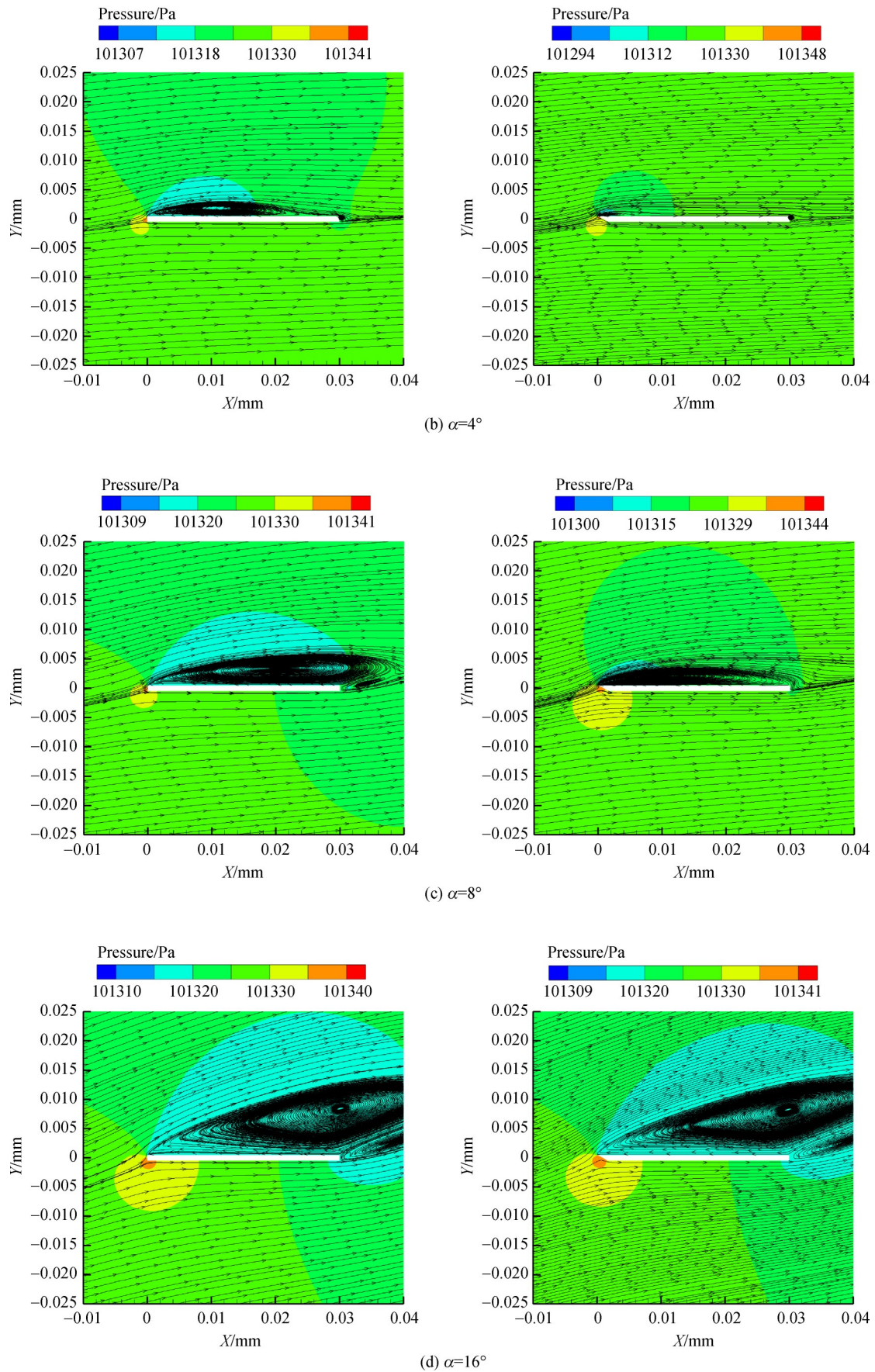


图6 不同迎角下压力场以及流线对比(左:普通平板,右:上削尖平板)

Fig.6 Comparison of pressure field and streamlines at different angle of attack (left:flat plate, right:upper cropped  $30^\circ$  flat plate)

综上所述,前缘削尖以后平板的涡流结构和气动特性会发生明显改变。上削尖平板的流动分离点固定在尖点位置,对应的分离涡流强度更大,流动分离区压力降低更为明显,但是分离区位置更靠前,尺寸也大幅缩小。摩擦阻力与分离区面积密切相关,分离区的回流会产生负的摩擦力,因此,普通平板的摩擦力更小。升力情况取决于削尖平面和来流的具体情况,因此与迎角的大小密切相关。

## 2.2 仿生分离流翼型

本节以图1(b)中的三种仿生分离流翼型为研究对象,从气动力的变化规律以及流场的发展特性来分析仿生分离流翼型各个部分在气动特性上的作用。Luca等人的研究结果证明,仿生分离流翼型较高的气动效率和飞行稳定性与流动的强制分离及再附过程密切相关<sup>[1]</sup>。文中第2.1节中的研究结果也证实,前缘上削尖的平板会使绕流流动的分离点固定在削尖点位置,相对于其他两种平板,流动分离位置更靠前,且涡流强度更强。分离位置靠前意味着转捩位置也更靠前,层流转捩为湍流以后,流动抵抗外来阵风或大气湍流的能力增强,因此飞行稳定性提高<sup>[1]</sup>。平板上表面稳定的分离区保证了上表面的低压区,因此升力在一定迎角范围内稳定存在<sup>[1]</sup>。为了继续探索圆弧翼后部再附流对总体气动性能的影响,本节以具有三种不同长度圆弧翼的仿生分离流翼型为研究对象以展开讨论。

图7是上削尖平板和三种仿生分离流翼型的升力系数和阻力系数的对比图,黑色线型表示上削尖平板,红绿蓝三种线型分别对应于模型A、A0、A1。由图可知,几种模型的升力系数变化趋势类似,小迎角下迅速增加,随后保持在一个恒定值附近。不同的是,削尖平板和模型A0的升力较小,而模型A和模型A1的升力远大于削尖平板和模型A0。在迎角为4°时,相对于削尖平板,模型A和模型A1的升力分别提高112%、93%,迎角为12°时,升力系数分别提高24%、17%,迎角为20°时,升力系数分别提高30%、26%。

从阻力系数的变化趋势来看,削尖平板以及三种仿生分离流翼型的阻力系数均随迎角增加,不同的是,削尖平板一直呈线性增加状态,而三种仿生分离流翼型在小迎角下增加缓慢,迎角超过4°以后才开始呈现线性增长趋势。总体来看,模型A的阻力最大,模型A1次之,平板和模型A0

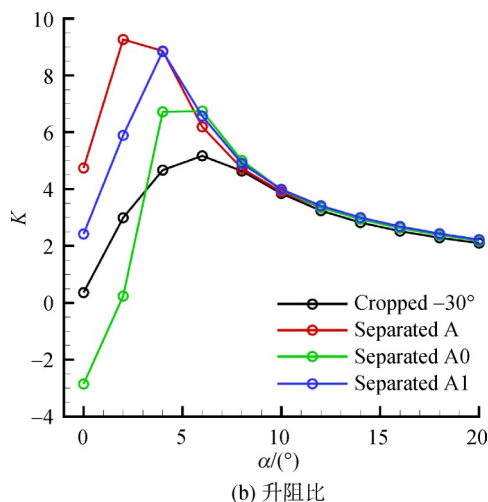
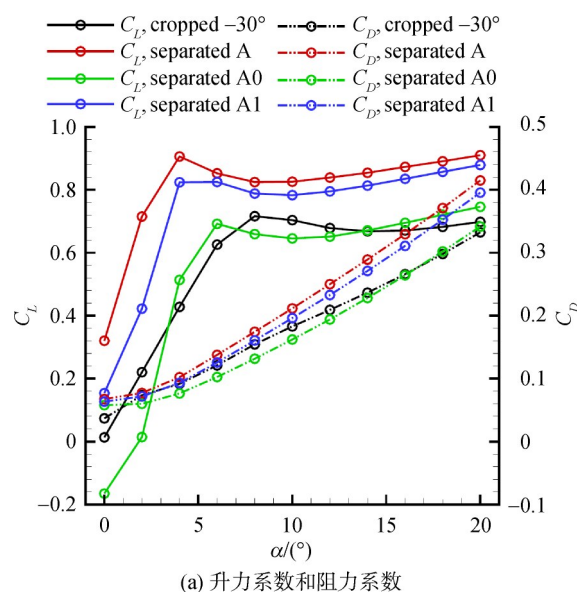


图7 不同仿生分离流翼型的气动力系数对比

Fig.7 Comparison of aerodynamic coefficients of different bioinspired separated flow airfoils

的阻力最小。在迎角为4°时,相对于削尖平板,模型A和模型A1的阻力分别提高了12%、1.7%,迎角为12°时,分别提高20%、11%,迎角为20°时,分别提高25%、19%。结合升阻比(K)来看,在迎角为0°时,相对于削尖平板,模型A和模型A1的升阻比分别提高了1212%、570%,迎角为4°时,相对于削尖平板,模型A和模型A1的升阻比分别提高了90%、89%,迎角为12°时,升阻比分别提高3%、5%,迎角为20°时,升阻比分别提高4%、6%。显然小迎角下仿生分离流翼型的气动效率更优。

图8和图9分别是选定迎角下三种仿生分离流翼型表面的压力分布以及绕流流场和流线对比,通过对流场特性的分析可以明确涡流演化形

态对气动特性的影响规律。结合图 8(a)和图 9(a)的压力和流线分布图可知,  $0^\circ$ 迎角时模型 A 的流动在前缘尖点分离, 随后形成一个小范围分离流低压区, 流动在分离后随即附着, 随后绕过圆弧表面在圆弧翼上表面形成一个稳定的大范围分离流区。对比图 5(a)和图 6(a)的结果可知, 圆弧翼的存在改变了仿生分离流翼型整体的弯度, 相当于增加了迎角, 因此会出现尖点后的小范围分离涡, 相对于削尖平板来说, 上表面压力下降。在圆弧与平板交界处是一个高压区, 拐角处有一个驻涡存在。随后气流在圆弧翼上表面形成一个稳定的分离涡, 因此此处的压力较低。综合来看, 圆弧翼的存在改变了整体弯度分布, 因此  $0^\circ$ 迎角时尖点后边出现分离, 加上圆弧翼分离涡形成的低压区, 整体的升力远大于单独平板(升力近似为零)。模型 A1 的流动情况与模型 A 类似, 区别在于在平板后缘靠后的长度仅有模型 A 的一半, 因此对有

效弯度的改变比模型 A 小, 升力比模型 A 小。总体来看, 对模型 A 和模型 A1 来说, 迎角为  $0^\circ$  时升力主要由圆弧翼后附着的低压分离涡产生。

对于模型 A0, 由于圆弧表面仅仅延伸到平板的后缘位置, 因此圆弧翼起到了负弯度的作用, 所以平板上表面没有分离涡产生, 压力大于下表面, 产生负升力, 虽然圆弧部分涡流的低压区会产生部分升力, 但是远远小于平板部分, 因此  $0^\circ$ 迎角时模型 A0 的升力是负的。

结合图 8(b)和图 9(b)的压力和流线分布图可知,  $4^\circ$ 迎角时模型 A 的平板部分的上表面分离涡的尺寸和强度都比  $0^\circ$ 迎角时大, 因此平板部分升力增加明显。相对来说, 圆弧翼表面附着涡的尺寸减小, 但是由于分离涡仍然几乎覆盖了整个上表面, 所以上表面压力与  $0^\circ$ 迎角相差不大, 因此升力变化不大。模型 A1 与 A 的变化趋势类似, 但是由于圆弧翼整体长度较短, 所以变化量比模

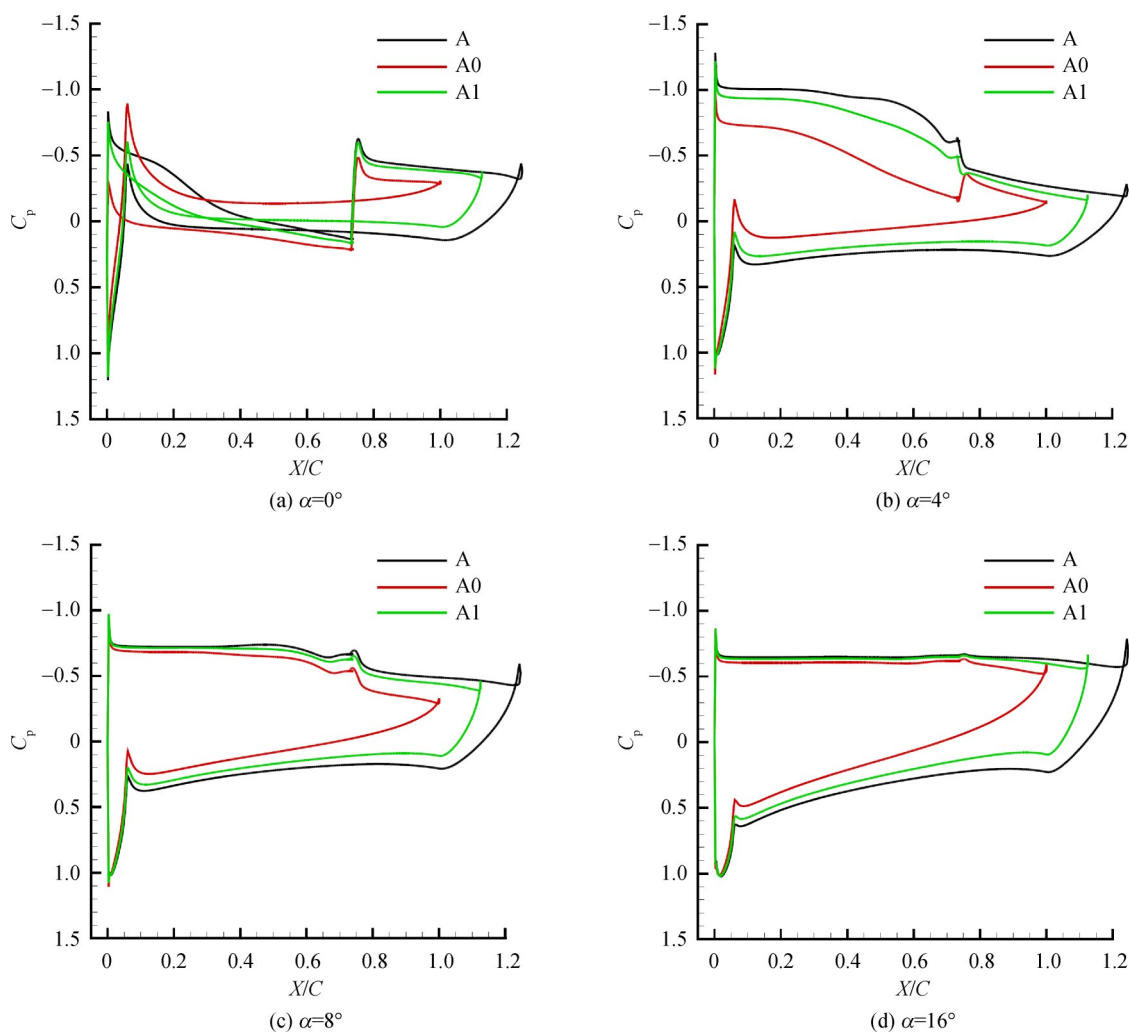


图 8 不同迎角下三种翼型表面的压力系数分布对比

Fig.8 Comparison of wall pressure coefficient of three airfoils at different angles of attack

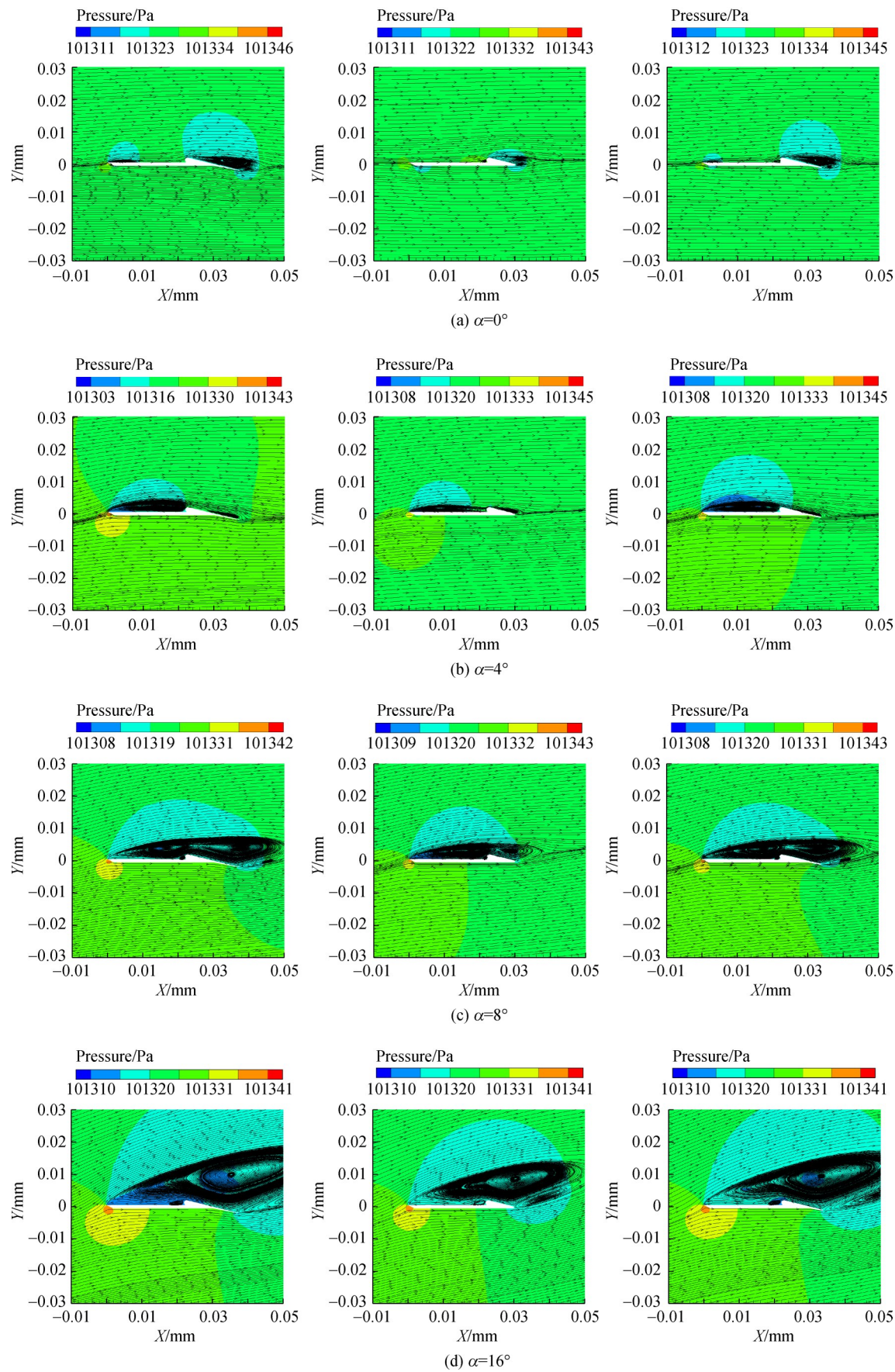


图9 不同迎角下压力场以及流线对比(从左至右:模型 A,A0,A1)

Fig.9 Comparison of pressure field and streamlines at different angles of attack (from left to right:model A,A0,A1)

型A稍小。总体来看,对模型A和模型A1来说,迎角为 $4^\circ$ 时升力主要由平板上下的压力差产生。

迎角增加到 $8^\circ$ 和 $16^\circ$ ,由于分离涡继续增强,平板上的分离流与圆弧翼上的分离流合并为一个更大范围的分离区,该区域覆盖了整个仿生分离流翼的上表面,因此三组模型上表面的压力近似相等,而由于模型A圆弧翼后部更长,对流动的阻碍作用更强,所以下表面压力更高,总的升力也更大。总体来看,升力主要由下表面的高压区产生。综合看来,圆弧翼平板之上的部分主要起到负弯度的作用,平板后缘之后的部分主要起到正弯度的作用,因此,模型A升力最大,模型A1次之,模型A0最小(弯度为负)。在迎角为 $0^\circ$ 时,模型A的升力主要由圆弧翼产生。在迎角为 $4^\circ$ 时,模型A的升力主要由平板部分产生。迎角继续增大,模型A的升力主要由组合翼下表面的迎风高压产生。

### 3 结 论

本文通过对一组削尖平板和圆弧翼型组合而成的仿生分离流翼型绕流流场的数值仿真,对仿生分离流翼型在低雷诺数流动下的气动特性进行了深入研究,探索了该翼型相对于常规翼型的气动优势,数值模拟结果表明:

仿生分离流翼型可以在较宽的迎角范围内( $4^\circ \sim 20^\circ$ )保持高升力,主要原因在于削尖平板产生的高强度分离流以及圆弧翼上表面的再附着涡流带来的低压区。迎角越大,阻力也越大,因此仿生分离流翼型在小迎角下气动优势更明显。

仿生分离流翼型的流动分离点固定在平板的削尖前缘点处,分离流随后再附着于圆弧上表面,因此该仿生分离流翼型可以在较宽的迎角范围内( $4^\circ \sim 20^\circ$ )保持升力缓慢增加,相对于目前常规飞机所用的光滑翼型而言,仿生分离流翼型抵抗阵风和大湍流的能力大幅提高。

仿生分离流翼型的圆弧翼的前半部分起到负弯度作用,后半部分起到正弯度作用,因此,后半部分越长,相对于单独平板的增升效果越明显。在 $0^\circ$ 迎角情况下高升力主要由圆弧翼产生,而在正迎角情况下高升力主要由削尖平板产生。

数值模拟结果表明,相对于常规翼型,仿生分离流翼型在低雷诺数流动条件下具有显著的气动优势,是值得进一步研究的未来MAV的气动布局形式。下一步需要对阵风响应以及配平和控制

问题进行定量研究和分析。

### 参考文献:

- [1] LUCA M D, MINTCHEV S, SU Y, et al. A bioinspired separated flow wing provides turbulence resilience and aerodynamic efficiency for miniature drones[J]. *Science Robotics*, 2020, 5(38): eaay8533.1-eaay8533.34.
- [2] FLOREANO D, WOOD R J. Science, technology and the future of small autonomous drones[J]. *Nature*, 2015, 521(7553): 460-466.
- [3] NAKATA T, LIU H, TANAKA Y, et al. Aerodynamics of a bio-inspired flexible flapping-wing micro air vehicle[J]. *Bioinspiration and Biomimetics*, 2011, 6(4): 045002.1-045002.11.
- [4] LIAN Y, SHYY W, VIERU D, et al. Membrane wing aerodynamics for micro air vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39(6/7): 425-465.
- [5] SHYY W, AONO H, CHIMAKURTHI S K, et al. Recent progress in flapping wing aerodynamics and aeroelasticity[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2010, 46(7): 284-327.
- [6] LIAN Y, BROERING T, HORD K, et al. The characterization of tandem and corrugated wings[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2014, 65: 41-69.
- [7] 杨文青, 宋笔锋, 宋文萍, 等. 仿生微型扑翼飞行器中的空气动力学问题研究进展与挑战[J]. *实验流体力学*, 2015, 29(3): 1-10.  
YANG Wenqing, SONG Bifeng, SONG Wenping, et al. Experimental investigation on the unsteady aerodynamic characteristics of biplane MAV in horizontal gust[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(3): 1-10. (in Chinese)
- [8] 肖天航, 罗东明, 郑祥明, 等. 仿生飞行器非定常气动优化设计研究进展与挑战[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(1): 80-87.  
XIAO Tianhang, LUO Dongming, ZHENG Xiangming, et al. Progress and challenges in unsteady aerodynamic optimization design of bionic flapping-wings[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(1): 80-87. (in Chinese)
- [9] CROON G D. Flapping wing drones show off their skills[J]. *Science Robotics*, 2020, 5(44): eabd0233.1-eabd0233.2.
- [10] TANG H, LEI Y, LI X, et al. Numerical investigation of the aerodynamic characteristics and attitude stability of a bio-inspired corrugated airfoil for MAV or UAV applications[J]. *Energies*, 2019, 12(20): 4021.1-4021.25.
- [11] 叶建, 邹正平, 陆利蓬, 等. 低雷诺数下翼型前缘流动分离机制的研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2004, 30(8): 693-697.  
YE Jian, ZOU Zhengping, LU Lipeng, et al. Investigation of separation mechanism for airfoil leading edge flow at low Reynolds number[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2004, 30(8): 693-697. (in Chinese)
- [12] 李锋, 白鹏, 石文, 等. 微型飞行器低雷诺数空气动力学[J]. *力学进展*, 2007, 37(2): 257-268.

- LI Feng, BAI Peng, SHI Wen, et al. Aerodynamics of small vehicles[J]. *Advances in Mechanics*, 2007, 37(2):257-268. (in Chinese)
- [13] VAN BOKHORST E, DE KAT R, ELSINGA G E, et al. Feather roughness reduces flow separation during low Reynolds number glides of swifts[J]. *Journal of Experimental Biology*, 2015, 218(20):3179-3191.
- [14] FLINT T J, JERMY M C, NEW T H, et al. Computational study of a pitching bio-inspired corrugated airfoil[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2017, 65:328-341.
- [15] 高飞, 吕建刚, 张仲志, 等. 组合合页式扑翼在悬停状态下的三维仿真分析[J]. *上海交通大学学报*, 2017, 51(2):166-173.
- GAO Fei, LÜ Jiangang, ZHANG Zhongzhi, et al. Three-dimensional simulation of the modular hinge-type wings in hovering flight[J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2017, 51(2):166-173. (in Chinese)
- [16] VIDELER J J, STAMHUIS E J, POVEL G D E. Leading-edge vortex lifts swifts[J]. *Science*, 2004, 306(5703):1960-1962.
- [17] LENTINK D, MÜLLER U K, STAMHUIS E J, et al. How swifts control their glide performance with morphing wings[J]. *Nature*, 2007, 446(7139):1082-1085.
- [18] MA K Y, CHIRARATTANANON P, FULLER S B, et al. Controlled flight of a biologically inspired, insect-scale robot[J]. *Science*, 2013, 340(6132):603-607.
- [19] WANG J J, WANG Z. Experimental investigations on leading-edge vortex structures for flow over non-slender delta wings[J]. *Chinese Physics Letters*, 2008, 25(7):2550-2553.
- [20] WANG J J, LIU Y. Experimental study on lift characteristics for flow over flexible cropped delta wings[J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(6):2158-2161.
- [21] VERHAAGEN N G. Leading-edge radius effects on aerodynamic characteristics of 50-degree delta wings[J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 49(2):521-531.
- [22] RIVAL D E, KRIEGSEIS J, SCHAUB P, et al. Characteristic length scales for vortex detachment on plunging profiles with varying leading-edge geometry[J]. *Experiments in Fluids*, 2014, 55(1):1660.1-1660.25.
- [23] OL M V, GHARIB M. Leading-edge vortex structure of nonslender delta wings at low Reynolds number[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(1):16-26.
- [24] MATLOFF L Y, CHANG E, FEO T J, et al. How flight feathers stick together to form a continuous morphing wing[J]. *Science*, 2020, 367(6475):293-297.
- [25] 张庆, 叶正寅. 基于雨燕翅膀的仿生三角翼气动特性计算研究[J]. *力学学报*, 2021, 53(2):373-385.
- ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investigations for aerodynamic performance of bio-inspired delta-wing based on swift-wing[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(2):373-385. (in Chinese)
- [26] 李永乐, 汪斌, 黄林, 等. 平板气动力的CFD模拟及参数研究[J]. *工程力学*, 2009, 26(3):207-211.
- LI Yongle, WANG Bin, HUANG Lin, et al. CFD simulation and parameter study on aerodynamic force of flat plate[J]. *Engineering Mechanics*, 2009, 26(3):207-211. (in Chinese)
- [27] 张庆, 叶正寅. 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究[J]. *工程力学*, 2019, 36(10):244-256.
- ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investigations for aerodynamic characteristic analysis of low Reynolds number doubly-tandem wing configurations[J]. *Engineering Mechanics*, 2019, 36(10):244-256. (in Chinese)
- [28] 张庆, 叶正寅. 基于气动导数的类X-37B飞行器纵向稳定性分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2020, 46(1):77-85.
- ZHANG Qing, YE Zhengyin. Longitudinal stability analysis for X-37B like trans-atmospheric orbital test vehicle based on aerodynamic derivatives[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2020, 46(1):77-85. (in Chinese)
- [29] 张庆, 叶正寅. NACA0012翼型跨声速强迫运动非定常气动力模型[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2020, 41(11):1683-1688.
- ZHANG Qing, YE Zhengyin. Unsteady aerodynamic model of NACA0012 associated with forced oscillations and translations in transonic flight[J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2020, 41(11):1683-1688. (in Chinese)
- [30] LIAN Y S, SHYY W. Laminar-turbulent transition of a low Reynolds number rigid or flexible airfoil[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(7):1501-1513.

(编辑:陈越)