

3种不同机翼构型的地效翼气动特性优化实验研究

邓博闻¹, 代钦^{1,2}

(1. 上海大学力学与工程科学学院, 上海, 200072; 2. 上海市应用数学和力学研究所, 上海, 200072)

摘要 机翼的几何构型是影响地效飞行器空气动力学特性的重要参数, 为改善地效飞行器升力、阻力特性, 采用拖曳水槽实验测量了下反前掠翼和具有仿生凹凸前缘下反前掠翼的升力、阻力特性和尾流速度场, 并在分析翼尖涡流场结构的基础上从展向流动的角度讨论了机翼升力阻力变化的机理。结果表明, 在地效区内, 下反前掠结构可以有效改善机翼绕流特性, 抑制翼尖涡的形成和发展、增大了涡心距, 起到增升减阻的效果, 并且机翼越靠近地面, 增升减阻的效果越明显。在此基础上, 凹凸前缘可以进一步优化机翼绕流特性, 降低翼尖涡强度, 使诱导阻力减小。在小间隙比、小攻角工况中, 带凹凸前缘的下反前掠结构的仿生翼具备最优的航行经济性。上述研究可为改善地效翼的飞行性能并促进地效翼设计理论的发展提供参考。

关键词 地面效应; 平直翼; 下反前掠翼; 仿生翼; 升力和阻力; PIV 实验

DOI 10.3969/j.issn.2097-1915.2024.05.008

中图分类号 V211.7; O355 **文献标志码** A **文章编号** 2097-1915(2024)05-0060-09

An Experiment with Optimization of Aerodynamic Characteristics about Ground Effect Wings Based on Three Different Wing Configurations

DENG Bowen¹, DAI Qin^{1,2}

(1. School of Mechanics and Engineering Sciences, Shanghai University, Shanghai 200072, China;
2. Shanghai Institute of Applied Mathematics and Mechanics, Shanghai 200072, China)

Abstract In order to improve lift and drag characteristics of ground effect aircraft, experiments are made by measuring lift, drag characteristics, and wake velocity fields with a downward-forward swept wing and a biomimetic wing. On the basis of analyzing the wing tip vortex flow field structure, the mechanism of wing lift and drag changes is discussed from the perspective of spanwise flow. The results show that within the ground effect zone, the downward-forward structure can effectively improve the flow characteristics of the wing, suppress the formation and development of wing tip vortex flow, increase the vortex center distance, the effect is made with the lift being increasing and drag force being decreasing, and the closer the wing is to the ground, the more obvious the effect is. On this basis, the concave convex leading edge can further optimize the flow characteristics of the wing, reduce the intensity of the wing tip vortex, and reduce the induced drag. In small clearance ratio and small angle of attack conditions, the biomimetic wing with a downward-forward sweep structure with a concave convex leading edge has the optimal navigation e-

收稿日期: 2024-04-19

基金项目: 国家自然科学基金(11472169)

作者简介: 邓博闻(1998-), 男, 安徽蚌埠人, 硕士生, 研究方向为实验流体力学。E-mail: Lebwa1030@126.com

通信作者: 代钦(1966-), 男, 内蒙古呼和浩特人, 研究员, 博士生导师, 研究方向为实验流体力学。E-mail: daiqin@shu.edu.cn

引用格式: 邓博闻, 代钦. 3种不同机翼构型的地效翼气动特性优化实验研究[J]. 空军工程大学学报, 2024, 25(5): 60-68. DENG Bowen, DAI Qin. An Experiment with Optimization of Aerodynamic Characteristics about Ground Effect Wings Based on Three Different Wing Configurations[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2024, 25(5): 60-68.

conomy. This provides a reference for improving the flight performance of ground effect wings and promoting the development of ground effect wing design theory.

Key words ground effect; straight wing; downward-forward swept wing; bionic wing; lift and drag forces; PIV experiment

地效飞行器是一种用于在平坦地面或近海面附近飞行并可获得较高气动效率的运载工具^[1],在近海交通和岛屿间的货物运输等领域具有广阔的应用前景^[2]。地效飞行器的空气动力学特性与其机翼的几何特征密切相关,在设计中通常采用小展弦比机翼^[3],采用何种几何构型的翼面能够提高飞行器在地效区内的气动性能,是地效飞行器研究领域的重要课题。近年来,有大量关于组合翼、下反翼和前掠翼等不同机翼地面效应气动特性的研究成果报道。文献[4~5]通过数值模拟和实验验证,对比研究了在矩形翼两端加装了下反角梯形外段的组合翼与原型翼在地效区域的气动特性差异。结果表明,小间隙比条件下,组合翼相比于平直翼有明显的增升减阻效果,组合翼上翼面的吸力小于平直翼,下翼面的压力大于平直翼且压力中心更靠近前缘,使得机翼的俯仰力矩降低。流体在翼尖绕流形成翼尖涡并引起气流的下洗运动是有限翼展机翼最典型的展向流动现象,文献[6]通过实验方法从展向地面效应的角度研究了地效区内下反角对机翼气动特性和流场结构的影响。结果表明,与平直翼相比,带下反角机翼具有更优的翼尖绕流特性,下反角能够抑制翼尖涡的生成和发展,有利于减小机翼的诱导阻力,提升机翼的升阻比。另外,为进一步优化地效翼的绕流特性,可将前掠翼构型与下反翼结合,构成组合翼。由于前掠翼具有独特的气动性能优势,学者们对其展开了大量研究,主要集中在前掠翼的飞行性能、气动弹性发散等方面^[7-8],例如相比于后掠翼,前掠翼的诱导阻力较小;在小攻角时,前掠翼的最大升阻比高于后掠翼;在大攻角时,前掠翼具有更好的失速特性^[9],因而近年来也被尝试用于地面效应的气动特性研究。文献[10]通过数值模拟方法研究了下反前掠翼在地效区内的气动性能,发现相比于矩形翼,下反前掠构型能对机翼起到增升减阻的效果,其中当前掠角一定时,增大下反角会使机翼升力增大、阻力减小、升阻比增大;当下反角一定时,增大前掠角会使机翼升力和阻力均减小、升阻比变化不大。下反前掠翼的气动布局在传统飞行器中应用较少,对其在地效区内的空气动力学特性及流场结构的研究也较为匮乏,已有研究表明在地效区内下反角和前掠角均有助于提高机翼的气动性能,因此具有进一步深入研究的价值。

同时,机翼的仿生前缘作为一种被动流动控制技术也是近年的研究热点^[11-13]。文献[14]对前缘凸起风力机翼型的气动特性展开研究,发现前缘凸起可改善翼型的气动性能,提高大攻角时的升力并缓解失速的发生。文献[15]采用数值方法研究了凹凸前缘对三维机翼气动性能的影响,观察到在低攻角时凹凸前缘对机翼受力及流场结构的影响不明显,但在大攻角时升力损失比光滑机翼更小,且前缘波高约为0.07倍弦长时对气动性能的改善作用最明显。文献[16]通过数值方法研究了凹凸前缘对后掠翼气动性能的影响,计算结果表明,凹凸前缘改变了层流分离气泡的分布,降低了发生分离的攻角,可以改善失速性能。在失速区前,凹凸前缘可以使升力系数增加、阻力系数降低,提升机翼的气动性能。以上结果均表明凹凸前缘有益于提高机翼的气动效率,然而对于其在地效区内的气动性能尚未得到关注,因而同样具有深入探讨的价值,或将有助于改善地效翼的飞行性能并促进地效翼设计理论的发展,具有实际的工程意义。

基于上述研究成果,本文尝试将下反前掠构型的增升减阻优势与凹凸前缘的流动控制效能相结合,通过模型实验手段,测量地效区内具有凹凸前缘结构的下反前掠仿生翼的升力、阻力随攻角和飞行高度的变化,并采用粒子图像测速技术(particle image velocimetry, PIV)技术测量其速度场和翼尖涡结构,从展向地面效应的角度出发,讨论地面效应对机翼气动力造成的影响,并通过比较分析其与平直翼和下反前掠翼在升力、阻力及翼尖涡流场结构等方面的差异,探究凹凸前缘下反前掠仿生翼升力、阻力变化的原因。

1 实验装置及机翼模型

1.1 实验装置

本文通过拖曳水槽装置对地效翼开展实验研究,拖曳水槽及PIV实验布局示意图如图1所示。实验装置由玻璃水槽、拖曳平台、电控拖曳轨道、测力天平、计算机控制系统等组成。拖曳平台上装有升降和攻角调节装置。玻璃水槽尺寸为6 000 mm×400 mm×400 mm,透光性良好,水槽两端均有消波装置。机翼的升力、阻力通过测力天平进行测量,天平安装在拖曳平台的升降装置上,天

平下方连接攻角调节机构,并通过导板悬挂机翼模型。升降装置用于调节机翼距地面的高度。实验所用测力天平为应变式三分量柱状天平,具有较高的测量精度。

PIV 实验中以半导体连续性激光器作为光源,输出功率为 3 W,波长为 532 nm。激光经过柱透镜的扩束照进玻璃水槽内,形成竖直片光截面,该截面位置固定,且垂直于机翼的运动方向。实验使用 TR-PIV 高速相机进行拍摄,相机置于机翼后方,镜头朝向机翼前进方向,拍摄机翼穿过片光截面后形成的尾流场,获得展向速度分布信息。以机翼尾缘穿过片光截面的时刻为起始点进行 PIV 图像拍摄,拍摄频率为 500 帧/s,对拍摄得到的每相邻的 2 张图像采用互相关计算,从而得到片光截面上翼尖涡速度场随时间的演化过程^[17]。

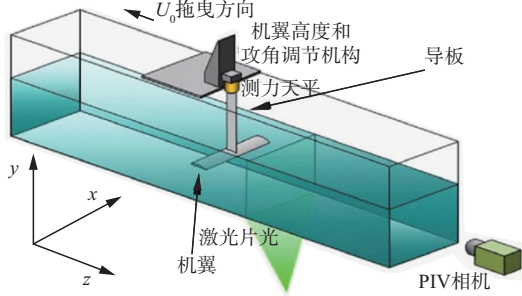
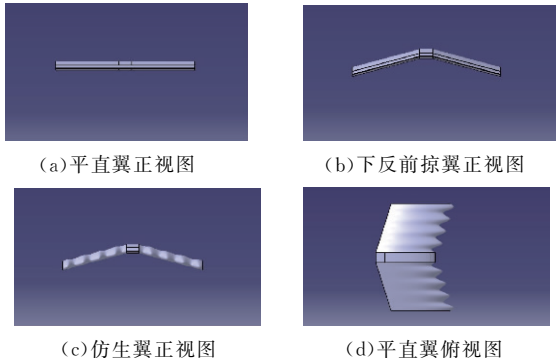


图 1 拖曳水槽及 PIV 实验布局示意图

Fig. 1 Layout of PIV experiment in towing tank

1.2 机翼模型

实验测量 3 种不同机翼的升力、阻力和流场,分别为矩形平直翼、下反前掠翼和仿生翼,用以比较 3 种机翼升力、阻力和流动性能的差异。各机翼剖面皆为 NACA4412 翼型,平均气动弦长 $c=100$ mm,翼展 $l=200$ mm,展弦比 $\lambda=2.0$,平直翼模型如图 2(a)、(d)所示;下反前掠翼参考文献[10]的研究设计,下反角 $\beta=15^\circ$,前掠角 $\chi=15^\circ$,水平面投影面积与平直翼相同,如图 2(b)、(e)所示;仿生翼为前缘凹凸结构的下反前掠翼,参考文献[12]的研究设计,前缘相邻波峰与波谷的高度差即波幅 $A=14$ mm,波节处至后缘距离即平均气动弦长为 $c=100$ mm,机翼每侧半展长内有 4 个完整波形,波长为 22.75 mm,如图 2(c)、(f)所示。



(a) 平直翼正视图

(b) 下反前掠翼正视图

(c) 仿生翼正视图

(d) 平直翼俯视图



(e) 下反前掠翼俯视图

(f) 仿生翼俯视图

图 2 实验用机翼模型

Fig. 2 Wings model

1.3 升力、阻力实验工况

升力、阻力实验的攻角范围 $\alpha=-5^\circ\sim 25^\circ$,无量纲间隙比 $h^*=h/c$ 表示机翼离地相对高度,其中 h 为机翼中段尾缘与地面的间距,实验工况设置如表 1 所示,以机翼弦长为特征长度的雷诺数 $Re=1.0\times 10^5$ 。本文仅讨论 $h^*=1.0, 0.5, 0.3$ 的典型工况的实验结果,其中由于 $h^*=0.3$ 工况中下反前掠翼和仿生翼翼梢极近地面,负攻角过大时会造成翼梢前缘触地,故只测量攻角 $\alpha=-1^\circ\sim 25^\circ$ 工况。

表 1 升力、阻力测量实验工况设置

Tab. 1 Experimental parameters of the lift-drag measurement experiment

间隙比 h^*	攻角 $\alpha/(^\circ)$	拖拽速度 $V_0/(m/s)$
2.00	-5~25	1.1
1.00	-5~25	1.1
0.75	-5~25	1.1
0.50	-5~25	1.1
0.40	-5~25	1.1
0.30	-1~25	1.1

1.4 PIV 实验工况

PIV 实验选取升力、阻力实验中升阻比变化具有代表性的攻角 $\alpha=3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ 作为测量攻角,PIV 实验工况设置如表 2 所示。本文讨论的间隙比工况也与测力实验相同($h^*=1.0, 0.5, 0.3$),便于比较对应间隙比下机翼的升力、阻力特性与翼尖涡流场结构之间的关系。

表 2 PIV 实验工况设置

Tab. 2 Experimental parameters of the PIV experiment

间隙比 h^*	攻角 $\alpha/(^\circ)$	拖拽速度 $V_0/(m/s)$
1.00	3, 5, 7, 10, 15	1.1
0.75	3, 5, 7, 10, 15	1.1
0.50	3, 5, 7, 10, 15	1.1
0.40	3, 5, 7, 10, 15	1.1
0.30	3, 5, 7, 10, 15	1.1

2 升力、阻力实验结果分析与讨论

2.1 同一机翼升力、阻力随间隙比变化规律

图 3 为 3 种机翼在 $h^*=1.0, 0.5, 0.3$ 时,机翼升力系数 C_L 与阻力系数 C_D 随攻角 α 变化曲线。当 $\alpha>1^\circ$ 时,相同攻角下,各机翼的升力系数均随着

间隙比减小而增大,其中下反前掠翼和仿生翼的升力系数随间隙比降低而获得的增量大于平直翼。例如当 $h^* = 1.0$ 下降至 0.3 的过程中,平直翼升力系数的最大增量出现在 $\alpha = 7^\circ$ 时,约为 7%,而同样攻角下,下反前掠翼和仿生翼的升力系数增量分别为 23%、24%,较平直翼有显著提高。

相比于 $h^* = 1.0$ 工况,平直翼在 $h^* = 0.5$ 和 0.3 时的最大升力系数分别降低了约 2.3% 和 2.8%;阻力系数随着间隙比的减小而降低,间隙比降至 0.3 时失速攻角由 22° 提前到 21° 。

下反前掠翼在 $h^* = 1.0$ 时的失速攻角为 19° ,最大升力系数约为 1.32。在间隙比减小的过程中,下反前掠翼的最大升力系数变化不大,阻力系数随间隙比的减小而降低且降幅随着攻角的增大而减小。当间隙比降至 0.3 时,失速攻角提前至 17° 。

仿生翼在各间隙比条件下升力系数曲线随间隙比变化规律与下反前掠翼相近,阻力系数随间隙比的减小而降低。在 $h^* = 0.5$ 时,仿生翼失速攻角为 17° ,最大升力系数相较于 $h^* = 1.0$ 工况下降了

5.7%,约为 1.11。值得注意的是当间隙比降至 0.3 时,仿生翼已观察不到明显的失速现象,升力系数随着攻角的增大而持续提高,失速性能得到明显改善。

图 4 为 3 种机翼在不同间隙比时,升阻比 C_L/C_D 随攻角 α 变化曲线,在间隙比从 1.0 下降到 0.3 的过程中,平直翼的最大升阻比均出现在 $\alpha = 5^\circ$,最大升阻比由 6.14 提升至 7.41,增幅约为 20.7%;下反前掠翼的最大升阻比对应的攻角同样为 $\alpha = 5^\circ$,最大升阻比由 6.16 提升至 10.88,提升了约 78.5%;仿生翼的最大升阻比对应的攻角从 $\alpha = 5^\circ$ 前移至 $\alpha = 3^\circ$,最大升阻比由 6.11 提升至 11.28,提升了约 84.6%。大间隙比时,各机翼升阻比差异并不明显,但随着机翼不断靠近地面,机翼几何外形对其流体力学性能的影响持续增强。以上结果表明地面效应可以提高机翼升阻比,且间隙比越小,效果越显著;下反前掠翼和仿生翼升阻比的增加受地面效应的影响明显大于平直翼,其中,仿生翼受飞行高度的影响突出,即凹凸前缘结构进一步增强了机翼的地面效应。

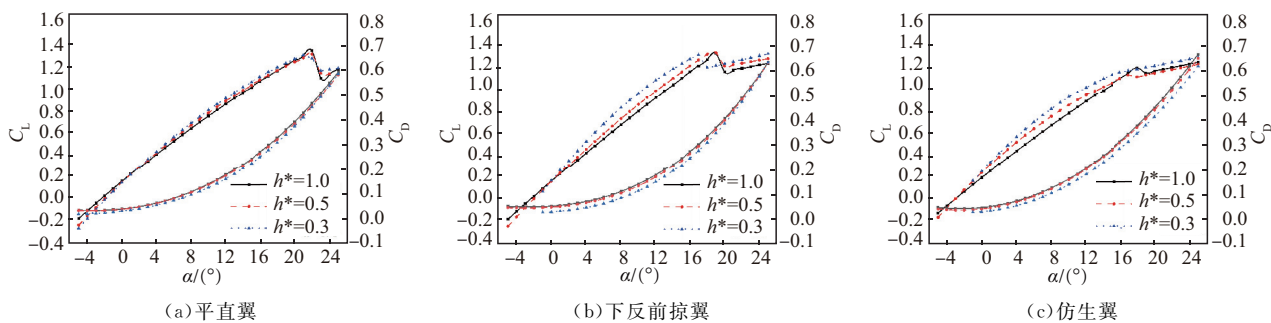


图 3 不同间隙比下各机翼升力、阻力系数随攻击角变化曲线

Fig. 3 The lift and drag coefficient diagram of each wing under different clearance ratios

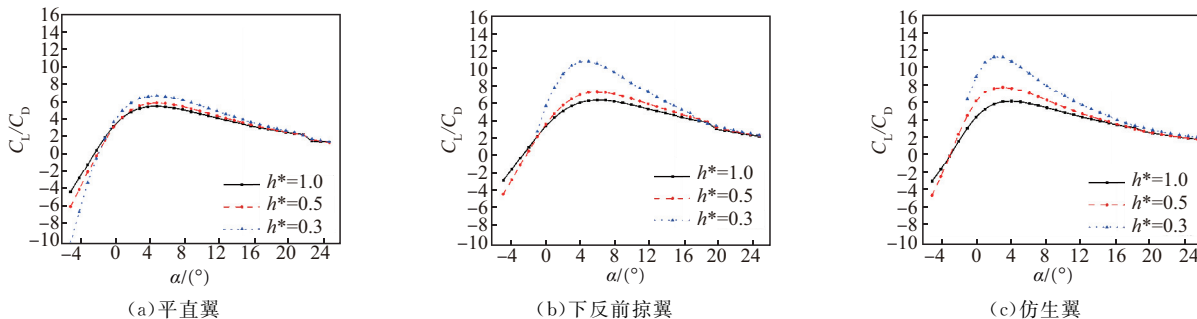


图 4 不同间隙比下各机翼升阻比随攻角变化曲线

Fig. 4 The lift-drag ratio diagram of each wing under different clearance ratios

2.2 相同间隙比下不同机翼升力、阻力对比

图 5 比较了同一间隙比下,不同机翼升力、阻力系数随攻角变化的差异。当 $h^* = 1.0$ 时,平直翼的最大升力系数约为 1.34,下反前掠翼的最大升力系数约为 1.32,较同攻角时平直翼升力系数高 9%,与平直翼最大升力系数相差不大;仿生翼的最大升力系数约为 1.17,较平直翼低 12.7%。

$\alpha \leq 5^\circ$ 时,平直翼和仿生翼阻力系数相近,且小

于下反前掠翼的阻力系数,当 $\alpha > 5^\circ$ 后,仿生翼的阻力系数增长较快,随着攻角的增大而逐渐超过下反前掠翼和平直翼。从升力特性来看,在较大间隙比时,地面效应影响不强,下反前掠翼和仿生翼的性能并没有比平直翼有所改善,反而有所下降。

当 $h^* = 0.5$ 时,下反前掠翼升力系数仍然高于平直翼且随着攻角增加二者差距逐渐增大。同时,仿生翼在地面效应的影响下,升力系数也超过了平

直翼。仿生翼与下反前掠翼的升力系数曲线相交于 $\alpha=8^\circ$ 处, $\alpha < 8^\circ$ 时仿生翼升力系数较大, $\alpha > 8^\circ$ 时下反前掠翼升力超过仿生翼。下反前掠翼的最大升力系数与平直翼基本相当, 约为 1.32; 仿生翼最大升力系数约降为 1.11。尽管仿生翼在大攻角时的升力性能有所降低, 但在中小攻角时的升力已经超过另外 2 种机翼。

当 h^* 降至 0.3 时, 下反前掠翼和仿生翼的升力系数与平直翼的差距进一步扩大。 $\alpha \leq 6^\circ$ 时, 仿生翼升力系数为 3 者中最大; $\alpha > 6^\circ$ 时, 仿生翼升力系数处于下反前掠翼和平直翼之间。且在此间隙比下, 下反前掠翼和仿生翼的阻力系数在中小攻角时均小

于平直翼, 其中仿生翼在小攻角时的阻力系数最低。

此外, 当 $h^* = 0.5, 0.3$ 时, 可以观察到与平直翼和下反前掠翼相比, 仿生翼的升力系数在到达最大升力系数前上升较为平缓, 失速时升力系数的降幅也较低。表明地面效应下凹凸前缘结构有助于提高机翼的俯仰稳定性。

以上结果表明, 在小间隙比条件下和小攻角范围内, 仿生翼具有较低的阻力系数和较高的升力系数; 而下反前掠翼在中等攻角时具有较低的阻力系数和较高的升力系数。考虑到低空小攻角飞行是地效飞行器的主要使用场景, 仿生翼的升力、阻力性能无疑有益于其飞行效率的提高。

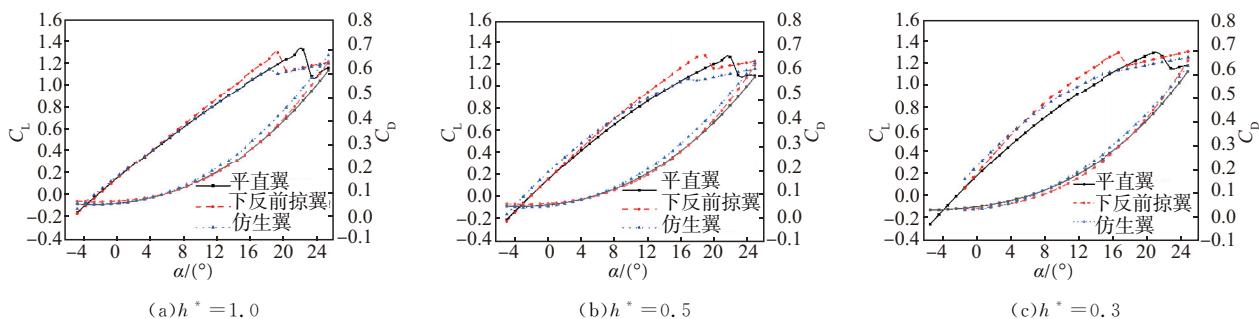


图 5 同一间隙比下各机翼升力、阻力系数随攻角变化曲线

Fig. 5 The lift and drag coefficient diagram of different wing under each clearance ratios

图 6 为 $h^* = 1.0, 0.5, 0.3$ 时, 3 种机翼的升阻比随攻角 α 变化曲线, 可以看到: 在 $h^* = 1.0$ 工况下, 3 种机翼最大升阻比相同, 均为 6.1, 对应的攻角均为 5° 。随着间隙比的降低, 下反前掠翼和仿生翼最大升阻比与平直翼最大升阻比的差距逐渐增大。 $h^* = 0.5$ 时, 平直翼的最大升阻比约为 6.5; 下反前掠翼的最大升阻比约为 7.1, 较平直翼提高了约 9%; 仿生翼的最大升阻比约为 7.8, 较平直翼提高了约 20.0%, 对应的攻角提前至 3° 。当 h^* 降至 0.3

时, 下反前掠翼和仿生翼的最大升阻比分别增长为 10.9 和 11.3, 相比于平直翼提高了 46.9% 和 52.4%, 对应的攻角分别约为 5° 和 3° 。仿生翼升阻比在 $\alpha < 4^\circ$ 范围内均高于下反前掠翼, 而下反前掠翼在中等攻角下具有相对较大的升阻比。

根据升阻比对比结果可以认为, 下反前掠翼和仿生翼在地效区内具有优于平直翼的性能; 带凹凸前缘的下反前掠仿生机翼将使地效飞行器在小攻角条件下具备最优的航行经济性。

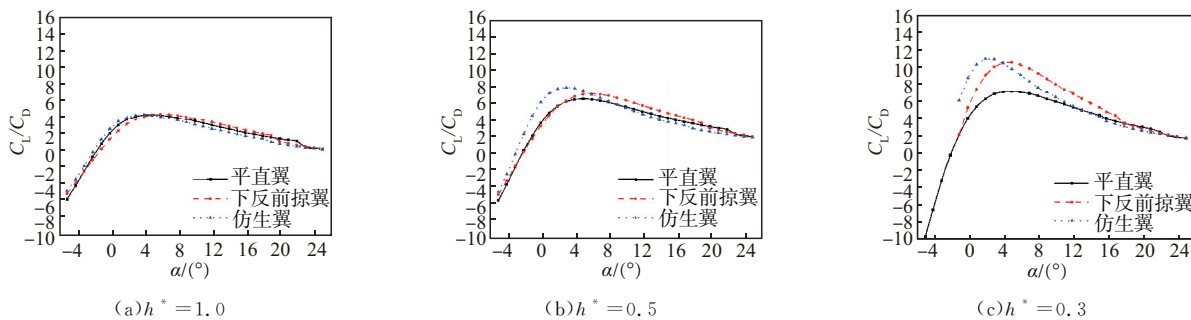


图 6 同一间隙比下各机翼升阻比随攻角变化曲线

Fig. 6 The lift-drag ratio diagram of different wing under each clearance ratios

3 PIV 实验结果分析与讨论

测力结果表明在小攻角、小间隙比工况下, 3 种

机翼中仿生翼有着最优气动性能, 并且在 $\alpha = 3^\circ$ 附近取得最大升阻比。据此, 本文以 $\alpha = 3^\circ$ 作为典型工况, 讨论该攻角下各机翼在不同间隙比时翼尖涡流场结构特性及差异, 探寻仿生翼具有最优气动性

能的原因。下面图 7、图 9、图 10 中虚线标识了机翼后缘的位置。其中, $x/c = y/c = 0$ 为平直翼翼尖位置, $z/c = 0$ 为机翼后缘所在截面。

3.1 涡旋及流线分布

图 7 为各机翼在 $\alpha = 3^\circ$ 时各间隙比工况中机翼后缘下游 $z/c = 1.0$ 截面处的涡量场和流线分布图。可以发现各工况中均存在明显的涡量集中区, 流线也呈螺旋状分布并最终流向涡量集中区内, 形成翼尖涡, 据此可识别出翼尖涡核位置。

通常在自由空间中, 机翼两侧翼尖涡相互诱导, 涡核的位置有缓慢向下移动的趋势; 然而在近地面, 受地面的抑制作用, 下洗运动被削弱, 翼尖涡会沿展向向机翼外侧移动。从图 7 中观察到在间隙比从 1.0 降至 0.3 的过程中, 平直翼的翼尖涡核位置沿展向向外侧移动了 $\Delta x/c = 0.06$ 的距离, 而下反前掠翼和仿生翼涡核相应的移动距离为 $\Delta x/c =$

0.21, 这表明地面效应对下反前掠翼和仿生翼的下洗运动抑制效果更强。翼尖涡核沿展向位移量增大, 机翼两侧翼尖涡核相距越远, 可以削弱下洗运动和减小诱导阻力, 并提高机翼的有效攻角和升力, 导致下反前掠翼和仿生翼在小间隙比下的升阻比均大于平直翼。另外, 还可根据翼尖涡量及其强度判断其对下洗和诱导阻力的影响。图 7 中的涡量分布表明, 各间隙比时, 平直翼的翼尖涡量峰值始终大于下反前掠翼和仿生翼, 其中仿生翼的涡量峰值最低且涡量集中区的尺度最小。

进一步将 3 种机翼的翼尖涡强度量化, 首先采用 λ_2 涡判别准则^[18] 确定旋涡的范围 A , 而后将涡量 ω 在所确定的旋涡区域 A 内进行积分, 从而获得

$$\text{涡通量 } J_\omega = \iint_A \vec{\omega} \cdot d\vec{A}, \text{ 即为旋涡的强度。}$$

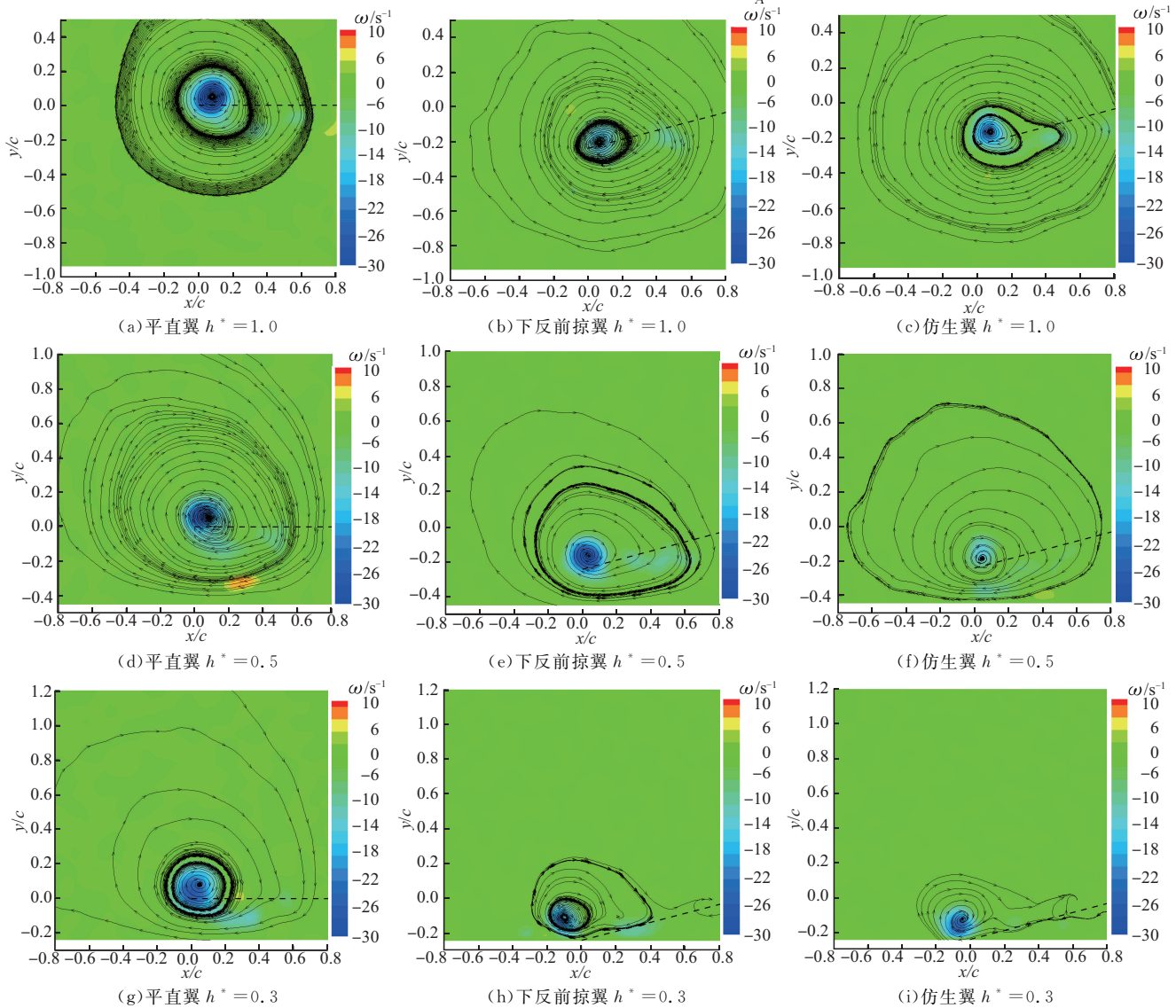


图 7 $\alpha = 3^\circ, z/c = 1.0$ 截面各机翼的翼尖涡量和流线分布图

Fig. 7 Wing tip vorticity and streamline for each wing on position of $\alpha = 3^\circ, z/c = 1.0$

图 8 比较了各机翼在不同工况中机翼后缘下游 $z/c = 1.0$ 截面处的翼尖涡通量大小。平直翼的翼尖涡强度随着间隙比的降低而增加, $h^* = 0.3$ 时的翼尖涡通量的值约为 $h^* = 1.0$ 时的 150%, 即地面效应引起上下翼面压力差增大, 造成了更为强烈的展向速度剪切。

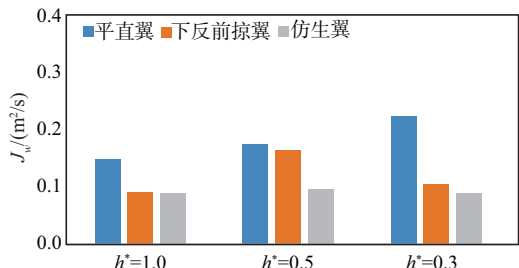
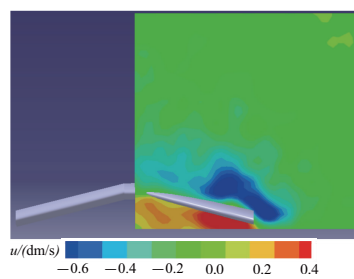


图 8 $\alpha = 3^\circ$, $z/c = 1.0$ 截面各机翼在不同工况内的涡通量

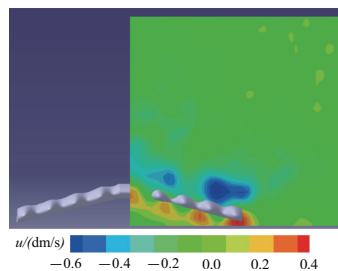
Fig. 8 Vortex of each wing in different position

进一步观察图 8 可以看到, 与平直翼不同的是另外 2 种机翼在 h^* 从 1.0 下降至 0.5 过程中, 翼尖涡强度先是增加, 其中下反前掠翼的强度增幅明显, 二者涡通量的值分别增加了 77% 和 10%。而后当 h^* 从 0.5 下降至 0.3 时, 翼尖涡强度均降低。 $h^* = 0.3$ 时下反前掠翼的翼尖涡通量为 $h^* = 0.5$ 时的 64%、仿生翼的翼尖涡通量为 $h^* = 0.5$ 时的 92%。尽管随飞行高度下降, 该 2 种机翼翼尖涡强度先增大后减小, 但升力随着高度的降低持续增大, 其原因将在 3.2 节结合速度场进行讨论。

再对比同一间隙比下各机翼的翼尖涡通量, 可以发现各间隙比中下反前掠翼和仿生翼的翼尖涡强度均小于平直翼, 其中仿生翼的涡强度始终是 3 种机翼中最低的。相比于平直翼, 下反前掠构型中的下反角和前掠角均能起到削弱翼尖涡强度的作用。其中下反角会阻滞流体在翼尖处的绕流流速, 使生成的翼尖涡强度较低; 前掠角会使机翼前缘形成一沿展向向翼根移动的前缘涡, 该前缘涡会延缓机翼表面流动分离的发生, 进而削弱翼尖涡强度^[19]。仿生翼中的凹凸前缘结构会在机翼表面沿流向的流动中诱导产生旋转的涡流对^[20], 这些涡流对会降低机翼上下表面的展向流动流速, 使得仿生翼生成的翼尖涡强度较下反前掠翼进一步减弱。图 9 为攻角 $\alpha = 3^\circ$ 、 $z/c = -1.0$ 截面即机翼前段位置的展向速度分布云图, 图中仿生翼下翼面出现了 4 个速度峰值, 与前缘的波形位置相对应, 下翼面展向流动受凹凸前缘干扰, 其平均流速小于下反前掠翼的展向流速, 因而削弱了上下翼面的展向速度剪切和翼尖涡强度。



(a) 下反前掠翼



(b) 仿生翼

图 9 $z/c = -1.0$ 截面下反前掠翼和仿生翼展向速度分布
Fig. 9 Spanwise velocity distribution of different wing on position of $z/c = -1.0$

由于在小攻角情况下 ($\alpha = 3^\circ$) 一般不发生流动分离, 且 3 种机翼面积相同, 摩擦阻力和压差阻力相差不大, 此时 3 种机翼阻力的差异主要由诱导阻力引起。因而由翼尖涡强度可以推断仿生翼应具有最小的阻力系数, 即凹凸前缘结构优化了机翼的绕流特性, 削弱了翼尖涡强度, 使机翼阻力下降。另外, 测力结果表明小攻角时, 仿生翼的升力系数在各间隙比时均高于或相当于其他 2 种机翼, 从而使其最大升阻比为 3 者中最高。

3.2 翼尖涡速度场分析

图 10 为 $\alpha = 3^\circ$ 时各间隙比工况中机翼后缘截面处的展向速度分量的云图。随着高度降低, 各机翼下翼面的展向流速分量均增大, 且上下翼面间的流动剪切增强。在 $h^* = 0.3$ 工况中, 下反前掠翼和仿生翼翼尖极近地面, 下翼面与地面之间形成了狭窄收缩通道。流体流经通道时, 上下壁面产生的边界层损耗展向流动的动能, 使得下翼面流体的流速在通过翼尖附近时迅速减小, 上翼面流速也较 $h^* = 0.5$ 时有明显降低。通道中流量不足后形成指向管道内侧的逆压梯度, 进一步使流动减速, 从而对机翼产生了 2 方面的影响: 一是下翼面的压力增大, 提高了机翼的升力; 二是流体沿下翼面绕翼尖向上翻转的流动受到抑制, 降低了翼尖涡强度, 减小了诱导阻力, 从而解释了在间隙比从 0.5 下降至 0.3 时, 下反前掠翼和仿生翼翼尖涡通量减小、升力系数增大的原因。

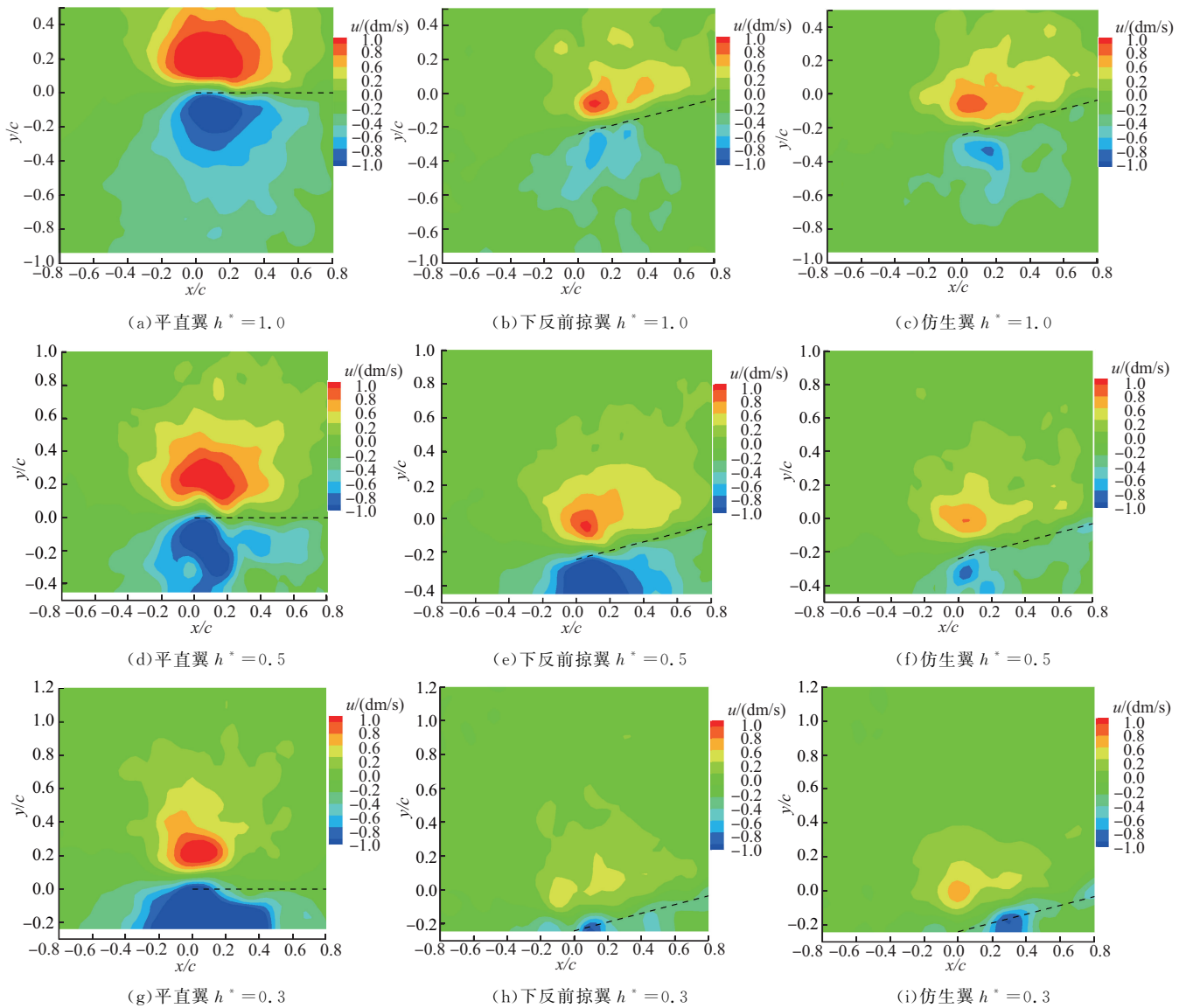


图 10 $\alpha = 3^\circ, z/c = 0.1$ 截面各机翼的展向速度分布云图

Fig. 10 Cloud map of spanwise velocity distribution of each wing on position of $\alpha = 3^\circ, z/c = 0.1$

4 结论

本文通过对比分析平直翼、下反前掠翼及具有凹凸前缘结构的下反前掠仿生翼在地效区域内不同间隙比($h^* = 1.0, 0.5, 0.3$)时的升力、阻力特性和翼尖涡流场结构,总结了下反前掠结构及凹凸前缘对机翼气动特性的影响规律,从展向流动的角度探究了机翼增升减阻的机理,并最终得到以下结论。

1) 随着飞行高度的降低,各机翼的升力、阻力特性都有着明显增强,其中在小攻角小间隙比条件下,具有凹凸前缘结构的下反前掠仿生翼具有最大的升阻比。

2) 地效区内下反前掠结构使机翼受到的地面影响强于平直翼,起到增升减阻的效果;凹凸前缘结构可以优化机翼绕流特性,削弱翼尖涡强度,使机翼阻

力进一步下降。

3) 在间隙比较小($h^* = 0.3$)时,下反前掠翼和仿生翼的翼尖和地面形成了狭窄收缩通道,一方面造成下翼面压力增加,使机翼升力提高;另一方面削弱了翼尖涡的强度,导致机翼诱导阻力降低,提高了机翼的飞行效率。

对下反前掠翼和仿生翼的模型实验研究可深入揭示地效翼的升力、阻力特性和流场结构之间的影响规律,为地效翼的设计和 optimization 提供参考。

参考文献

[1] ROZHDESTVENSKY K V. Wing-in-Ground Effect Vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2006, 42(3): 211-283.

[2] 郭鹏飞, 张永, 邵秋虎. 世界地效翼船发展研究[J]. 船舶标准化工程师, 2014, 47(2): 49-52.

- GUO P F, ZHANG Y, SHAO Q H. Research on the Development of Wing in Ground Effect Craft[J]. *Ship Standardization Engineer*, 2014, 47(2): 49-52. (in Chinese)
- [3] SHABAROV V, KALIASOV P, PEPLIN F. Influence of Ground Effect on Longitudinal Aerodynamic Damping of Wing-in-Ground Effect Vehicles[J]. *Ship Technology Research*, 2020, 67(2): 101-108.
- [4] JAMEI S, ABDUL M, MANSOR S, et al. Experimental Aerodynamic Characteristics of a Compound Wing in Ground Effect[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2014, 136(5): 051206.
- [5] JAMEI S, MAIMUN A, BILANDI R N, et al. Wake Behind a Compound Wing in Ground Effect[J]. *Journal of Marine Science and Engineering*, 2020, 8(3): 156-162.
- [6] 张思博, 陈红勋, 代钦. 展向流动分量对地面效应条件下组合翼气动特性的影响初探[J]. *工程力学*, 2024, 41(1): 1-10.
- ZHANG S B, CHEN H X, DAI Q. The Influence of Wing Span-Wise Flow Component to the Aerodynamic Characteristics of a Compound Wing in Ground Effect[J]. *Engineering Mechanics*, 2014, 47(2): 49-52. (in Chinese)
- [7] ZHANG K, TAIRA K. Laminar Vortex Dynamics around Forward-Swept Wings [J]. *Physics*, 2021, 4(1): 21-31.
- [8] SETOGUCHI N, KANAZAKI M. Low-Speed and High Angle of Attack Aerodynamic Characteristics of Supersonic Business Jet with Forward Swept Wing [J]. *AIAA Journal*, 2020, 11(2): 25-34.
- [9] 薛榕融, 叶正寅, 王刚, 等. 展向动量测定法与前掠翼流动机理研究[J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(5): 736-742.
- XUE R R, YE Z Y, WANG G, et al. Flow Mechanism of Forward-Swept Wing with Spanwise Momentum Method [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2018, 36(5): 736-742. (in Chinese)
- [10] 应成炯, 杨韡, 杨志刚. 下反前掠地效翼三维数值模拟[J]. *计算机辅助工程*, 2010, 19(3): 35-39.
- YING C J, YANG W, YANG Z G. 3D Numerical Simulation on Reverse Forward Swept Wing-in-Ground Effect [J]. *Computer Aided Engineering*, 2010, 19(3): 35-39. (in Chinese)
- [11] YOU C T, ZHAO G L, CHU X Y, et al. Design, Preparation and Cutting Performance of Bionic Cutting Tools Based on Head Microstructures of Dung Beetle[J]. *Journal of Manufacturing Processes*, 2020, 58(1): 129-135.
- [12] LI Z, QIAN Z, JI B. Transient Cavitating Flow Structure and Acoustic Analysis of a Hydrofoil with Whalelike Wavy Leading Edge [J]. *Applied Mathematical Modelling*, 2020, 85(3): 60-88.
- [13] YAN H, ZHANG H Z, ZENG Y S, et al. Lift-Drag Characteristics and Unsteady Cavitating Flow of Bionic Hydrofoil [J]. *Ocean Engineering*, 2021, 225: 108821.
- [14] 薛瑛杰, 庄铁钢, 赵伟文, 等. 仿鸮前缘突节风机叶片气动流场的数值模拟[J]. *水动力学研究与进展: A辑*, 2022, 37(6): 853-860.
- XUE Y J, ZHANG T G, ZHAO W W, et al. Numerical Simulations of Aerodynamic Flow Field of Bionic Blade with Convex Leading Edge by Owl Wing [J]. *Chinese Journal of Hydrodynamics: Part A*, 2022, 37(6): 853-860. (in Chinese)
- [15] YOON H S, HUNG P A, JUNG J H, et al. Effect of the Wavy Leading Edge on Hydrodynamic Characteristics for Flow around Low Aspect Ratio Wing [J]. *Computers and Fluids*, 2011, 49(1): 276-289.
- [16] ROSE B R, VT G. Investigation on the Effect of Leading Edge Tubercles of Sweptback Wing at Low Reynolds Number [J]. *Mechanics and Industry*, 2020, 21(6): 1-19.
- [17] 张海潮. 地面效应对下反角机翼升阻特性及翼尖涡结构的影响[D]. 上海: 上海大学, 2021.
- ZHANG H C. The Influence of Ground Effect on the Lift Drag Characteristics and Wingtip Vortex Structure of a Lower Dihedral Wing [D]. Shanghai: Shanghai University, 2021. (in Chinese)
- [18] YU Y F, SHRESTHA P, ALVAREZ O, et al. Investigation of Correlation between Vorticity, Q , λ_{ci} , λ_2 , Δ and Liutex [J]. *Computers and Fluids*, 2021, 225: 104977.
- [19] 刘文法, 王旭, 刘雄. 变前掠翼布局气动特性及流动机理研究 [J]. *空气动力学学报*, 2010, 28(5): 559-564.
- LIU W F, WANG X, LIU X. Aerodynamic Characteristics and Flow Mechanism of the Configuration with Variable Forward-Swept Wing [J]. *ACTA Aerodynamica Sinica*, 2010, 28(5): 559-564. (in Chinese)
- [20] PENA B, MUKPAVIC E, THMOAS G, et al. Numerical Analysis of a Leading Edge Tubercle Hydrofoil in Turbulent Regime [J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 878(1): 292-305.

(编辑: 陈斐)