

加装翼尖小翼的仿生机翼在临近空间的气动性能分析^{*}

张 冀¹, 陈柏松¹, 华 欣²

(1. 空军航空大学 飞行器与动力系, 长春 130022;

2. 空军航空大学 航理系, 长春 130022)

摘要:参照某型在飞无人机采用仿海鸥翼型设计出平直机翼并在其基础上加装翼尖小翼。通过对两种机翼的数值模拟, 得出了加装翼尖小翼仿生机翼的气动性能明显优于平直机翼, 加装小翼后仿生机翼有效地减小了下洗速度, 降低了诱导阻力, 使得机翼的气动性能有明显的改善。为无人机机翼的设计提供理论参考。

关键词:仿生; 临近空间; 翼尖小翼; 气动阻力; 数值仿真

中图分类号: V221.41

文献标志码: A

文章编号: 1672-6693(2015)06-0145-04

高空长航时无人机机翼气动特性对整个无人机性能有着重要影响, 在临近空间, 一方面由于空气稀薄, 飞行动压小, 雷诺数低(百万量级), 要满足无人机电载重的要求, 必须提高升力。另一方面, 由于长航时飞行, 必须降低飞行阻力以减少燃油消耗。所以机翼的减阻增升高空长航时无人机的设计越来越重要。

仿生学是一门综合学科, 从诞生之日起, 就显示出了超强的生命力。结合在工程中的应用使仿生学内容丰富多样, 随着仿生学的测量方法不断改进, 不但使生物学得到发展, 也使仿生学以此为渠道向各个行业运送自己宝贵材料和丰富的营养。

海鸥是一种善于滑翔的鸟类, 只要有一点点的上升气流就可以在海面上长时间飞行, 这样有益于在长时间的飞行中节省体能。吉林大学华欣、刘方圆等人将仿海鸥翼型应用于风力机叶片, 使得风力发电机的转化效率有了较大幅度的提高。本文选用海鸥滑翔时翅翼翼型, 将仿生翼型应用于无人机, 设计出的平直机翼使得机翼的气动特性有了较为明显的改善, 在此基础上, 对仿生平直机翼加装翼尖小翼进行数值仿真, 分析其减阻增升机理, 进一步提高仿生机翼在临近空间的气动特性, 为临近空间无人机的设计提供一定的参考。

1 机翼模型及网格划分

1.1 机翼模型

本文参考某型在飞无人机展弦比, 通过对仿生翼型展向拉伸在翼尖处加装小翼, 机翼翼根处弦长 $C=216$ mm, 翼尖处弦长 $C=108$ mm, 半翼展长 962 mm。加装翼尖小翼的仿生机翼模型如图 1 中所示。

1.2 网格划分

仿真计算域采取结构化网格进行离散根据机翼外形特点, 计算域前端距机翼前缘为 12.5 倍弦长, 后端距机翼后缘 20 倍弦长, 翼尖与其对应的端面为 15 倍弦长。网格生成时对靠近机翼的边进行细化, 在机翼周围进行加密处理。划分网格完成后, 网格总数量约 110 万。计算域网格划分如图 2 所示。

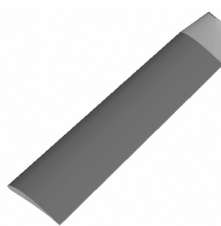


图 1 机翼模型

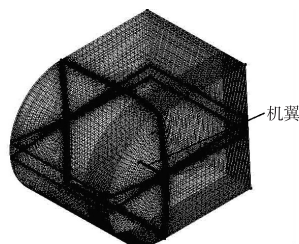


图 2 计算域网格划分

2 流体计算模型

2.1 控制方程

对于 N-S 方程, 连续方程、动量方程和能量方程的通用形式可以写成如下形式:

$$\frac{\partial(\rho\varphi)}{\partial t} + \text{div}(\rho U\varphi) = \text{div}(\Gamma \text{grad}\varphi) + S,$$

其中, ρ 是气体密度, U 是速度矢量, φ 是通用变量, Γ 是广义扩散系数, S 是广义源项。对于连续方程、动量方程和能量方程, φ 分别为 l, u_i 和 T ; Γ 分别为 $0, u$ 和 k/c_p ; S 分别为 $0, -\partial p/\partial x_i$ 和 S_T 。 u_i 是速度分量, T 是温度, u 是粘性, k 是流体的传热系数, c_p 是比热容, S_T 是粘性耗散项, 即流体的内热源及由于粘性作用流体机械能转换为热能的部分。

2.2 湍流模型

本文中选用 S-A 湍流模型进行数值仿真。S-A 湍流模型为一方程模型, 不同于其他单方程模型, 该模型是直接根据经验和量纲分析, 从简单流动开始, 直接得到的最终控制方程。因而其处理复杂的流动能力强, 容错性能好, 适合模拟中等复杂的内流和外流以及压力梯度下的边界层流动。对于加密的边界层网格, 采用 S-A 湍流模型更容易捕捉到机翼上流场的分离流动情况, 因此在数值计算中, 采用 S-A 模型进行研究分析。模型单方程求解变量是 $\tilde{v}$ 。

$$\rho \frac{d\tilde{v}}{dt} = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) \right] - Y_v,$$

其中, G_v 是湍流粘性产生项, Y_v 是由于避面阻挡与粘性阻尼引起的湍流粘性的减少, σ_v 和 C_{b2} 是常数, v 是分子运动粘性系数。

2.3 求解方法及边界条件

本文选取 20 km 平流层高空处的环境为计算环境, 温度 216.5 K, 压力 5 460 Pa, 密度为 0.089 91 kg/m³。在数值模拟过程中使用了藕合求解器(Coupled), 选择隐式格式时, 方程求解使用块 Gauss-Seidel 法与 AMG 法联合完成。各边界条件设置如下, 计算域的入口和出口均选取压力远场边界, 来流马赫数分别设置为 0.4, 0.6, 选取来流攻角分别为 0°, 1°, 2°, 3°, 4°和 5°; 机翼设定为固定壁面; 与机翼相连的边界设定为对称面。

2.4 数值结果对比分析

图 5 是平直机翼与加装翼尖小翼的靠近翼尖处截面的压力云图, 机翼升力的产生是通过上下表面的压力差实现的。可以看出在 $z=0.9$ m 时, 负压力区主要位于机翼的上缘前半部分主要表现为吸力, 吸力为升力的主要贡献者。当 z 增大时, 即越靠近翼尖, 负压力区的面积逐渐减小且向后移动, 致使升力急剧减小, 同时吸力在水平方向的分力与机翼运动方向相反, 这样会产生较大的压差阻力。加装翼尖小翼后, 有效地改善了气流状况, 压力分布变化不剧烈。

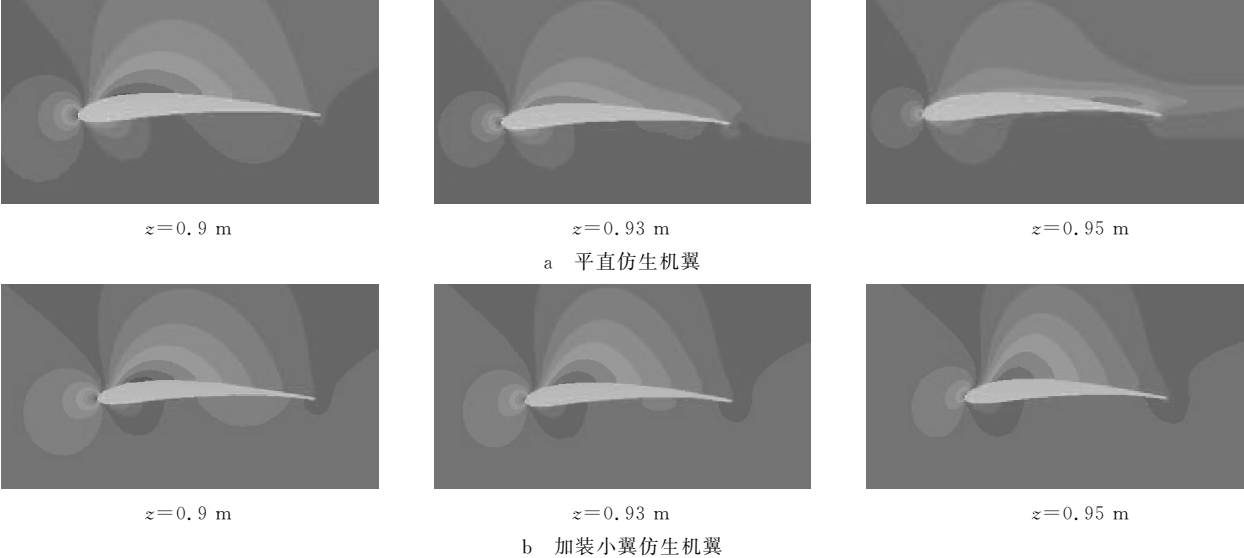


图 5 机翼近翼尖处截面压力云图

机翼表面的剪切应力大小反映出机翼表面所受到的摩擦力的大小, 从图 6 可以看出, 加装翼尖小翼后机翼表面的剪切应力变化不多, 说明加装翼尖小翼后, 机翼表面摩擦阻力的变化不是其阻力系数降低的主要原因。

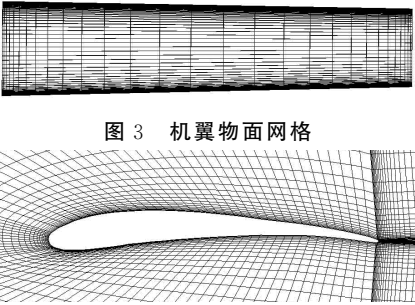


图 3 机翼物面网格

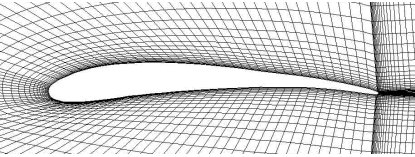


图 4 边界层放大网格

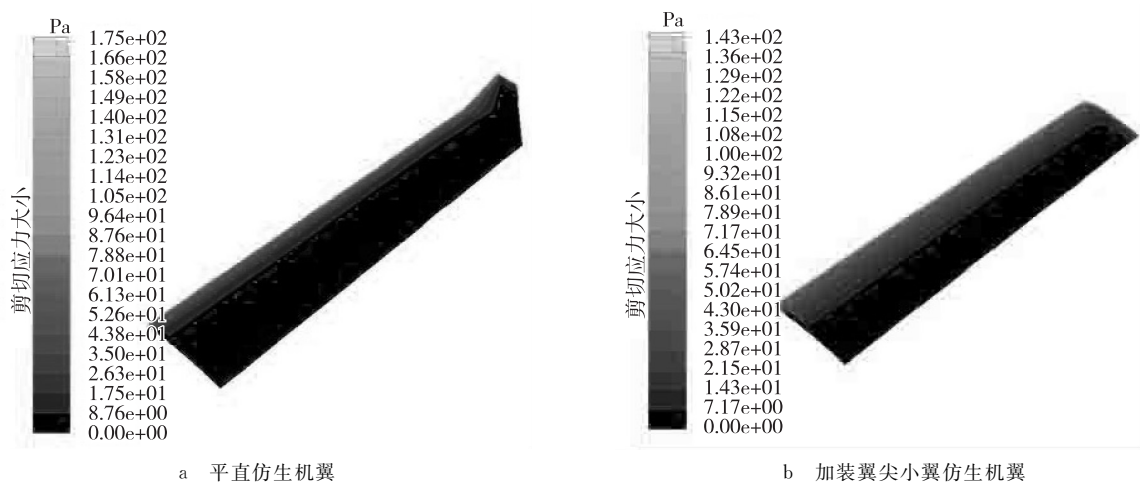


图 6 攻角为 0°时,机翼表面 wall-shear 云图

从图 7b 可以看出,由于上下表面存在压力差使得气流会发生展向运动,在翼尖后缘处形成翼尖涡。因为翼尖涡的存在,在整个翼展范围内会诱导出一个下洗速度,下洗速度使实际升力方向发生改变,有效升力减小,同时,实际升力与阻力方向一致的分量为诱导阻力。在图 7b 中,机翼的翼尖涡流非常明显,气流的下洗作用大,形成的诱导阻力也会较大。

仿生机翼在加装翼尖小翼后,机翼表面的流线有着明显改善,如图 7a 所示。因为翼尖小翼的存在,阻隔了上下翼面的绕流,使得机翼表面的展向流动变慢,上下翼面流线更为平顺,延缓了翼尖处气流的提前分离。同时机翼翼尖后缘翼尖涡减弱,下洗角、下洗速度均降低,从而使诱导阻力减小。加装翼尖小翼后的仿生机翼、各气动参数均有明显提高。

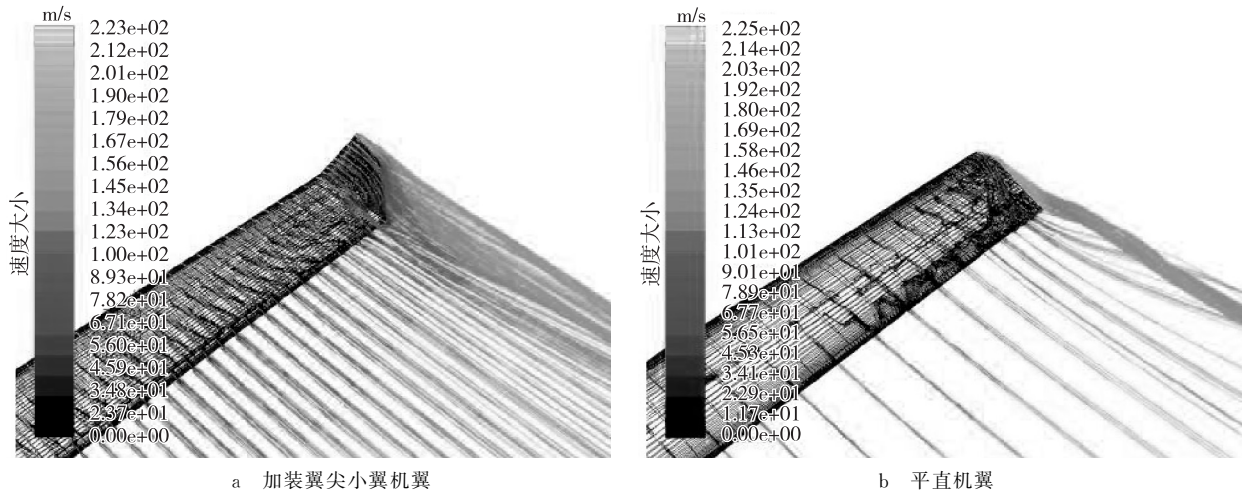


图 7 $Ma=0.6, \alpha=3^\circ$ 加装翼尖小翼仿生机翼与平直机翼表面流线图

通过计算可以得出加装翼尖小翼的仿生机翼较平直机翼的的增升率 $\left(R_L=\frac{C_{L1}-C_{L0}}{C_{L0}}\times100\%\right)$ 、减阻率 $\left(R_D=\frac{C_{D0}-C_{D1}}{C_{D0}}\times100\%\right)$ 和升阻比增加率 $\left(R_K=\frac{K_1-K_0}{K_0}\times100\%\right)$,如表 1 所示。图 8 为 0.4 M 时,加装翼尖小翼的仿生机翼与平直仿生机翼阻力系数、升阻比随攻角的变化曲线。可以看出,阻力系数随攻角的增大均有增加,升阻比先增加后减小,加装小翼的仿生机翼在攻角为 3°时,升阻比达到最大值为 15.83,平直仿生机翼在攻角为 5°时,升阻比达到最大值为 12.61。在 0.4 M 下,加装翼尖小翼的仿生翼型与平直仿生翼型的平均升阻比分别

表 1 加装翼尖小翼的仿生机翼与平直机翼各气动参数变化				
马赫数	攻角/(°)	增升率/%	减阻率/%	升阻比增加率/%
0.4	0	7.32	22.74	28.96
	1	2.83	25.22	29.94
	2	0.09	25.31	34.00
	3	2.15	23.54	33.60
	4	3.21	20.89	30.46
	5	3.40	17.68	25.61
0.6	0	7.23	0.56	9.63
	1	10.61	2.82	13.81
	2	16.47	5.37	23.08
	3	11.76	3.10	15.34
	4	9.97	1.96	12.17

为 14.94, 11.56。

3 结束语

本文对仿生机翼进行优化加装翼尖小翼,通过数值仿真的方法比较了加装小翼后的仿生翼型机翼与平直仿生机翼在临近空间的气动特性,分析了其减阻增升机理。计算结果表明,加装翼尖小翼后,仿生机翼翼尖涡流翼尖效应均减弱,降低了下洗速度延缓了翼面的气流分离,从而达到了减阻增升的效果。

仿生机翼在临近空间有良好的适应性,但本文只对该型仿生机翼加装一种翼尖小翼来探究其对仿生机翼翼气流的影响,没有进一步研究不同的小翼对机翼改善气流的影响。可以在今后的研究中对仿生机翼加装不通的翼尖小翼来探究气动特性,研究出最优的临近空间仿生机翼翼尖小翼造型。

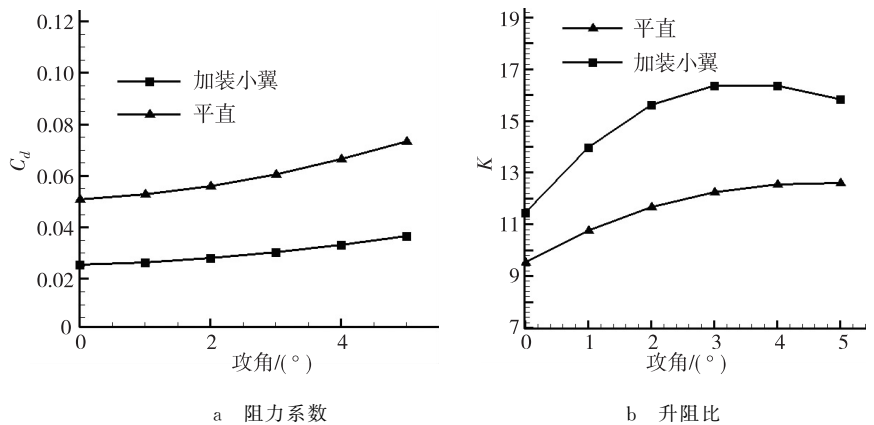


图8 加装小翼仿生机翼与平直机翼阻力系数和升阻比变化曲线图

参考文献:

- [1] 陈志良. 空气动力学[M]. 北京: 航空航天大学出版社, 2009.
- [2] 金敬福, 马毅, 刘玉荣, 等. 长耳鸮翼型组的气动特性分析[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2010, 40(增刊): 278-281.
- [3] 胡兴军, 李腾飞, 郭鹏, 等. 车轮扰流板对轿车风阻的影响[J]. 吉林大学学报: 工学版, 2012, 42(增刊): 32-36.
- [4] 李伟杰. 仿生机翼减阻的数值模拟[D]. 长春: 吉林大学, 2009.
- [5] 刘玮, 陆宇平, 殷明. 折叠翼飞行器气动建模及变形稳定控制规律[J]. 电子设计工程, 2014, 22(8): 1-4.
- [6] Hua X. Numerical simulation and aerodynamic performance comparison between seagull aerofoil and NACA 4412 aerofoil under low-reynolds[J]. Advances in Natural Science, 2010, 3(2): 244-250.
- [7] Hua X. High altitude and long endurance unmanned aerial vehicle bionic airfoil research[J]. Applied Mechanics and Material 2012, 2(2): 524-528.
- [8] Hua X. Base on imitation seagull airfoil UVA wing numerical simulation[J]. Applied Mechanics and Material, 2012, 3(1): 323-325.

The Aerodynamic Performance Analysis of Adding Wing Tip Winglet Bionic Wing in Near Space

ZHANG Ji¹, CHEN Baisong¹, HUA Xin²

(1. Aircraft and Power Department, Aviation University of Air Force;

2. Aviation Theory Department, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

Abstract: With reference to a certain type of flying drones with imitation airfoil design a seagull flat wings and on the basis of its wing tip winglet in this paper. Through to the numerical simulation of two wings, it is concluded that the bionic wing aerodynamic performance is superior to the conventional airfoil wing, after adding wing tip winglet bionic wings effectively reduced the downwash velocity, reduce the induced drag, and makes the wing aerodynamic performance is improved. Provide theoretical reference for the design of the UAV wing.

Key words: bionic; near space; wing tip winglet; aerodynamic drag; the numerical simulation