

文章编号:1674-8190(2019)05-628-06

垂直起降固定翼无人机的翼尖垂尾设计分析

张飞,王云,孙一方,谭锟

(南昌航空大学 飞行器工程学院,南昌 330063)

摘要:垂直起降固定翼无人机兼具固定翼飞机速度快、航程远和多旋翼无人机垂直起降、可悬停作业的优点,研究其翼尖垂尾对整机气动特性的影响具有重要意义。垂直起降固定翼无人机采用翼尖下垂尾的设计可以在充当垂尾使用的同时兼具翼尖小翼和起落架的作用。对比下垂尾、上垂尾、翼梢端板和常规布局四种翼尖设计,采用 LBM-LES 算法、壁面自适应局部涡粘大涡模拟湍流模型对四种设计的气动特性进行仿真模拟分析。结果表明:翼尖下垂尾在平飞状态时比其他三种设计气动效率更高,在垂直起降或悬停状态时,抗侧风稳定性更好。

关键词:无人机;垂直起降固定翼;翼尖垂尾;气动特性

中图分类号: V275+.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.05.007

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Design Analysis of Wing Tip Vertical Tail of the Vertical Takeoff and Landing Fixed-wing UAV

Zhang Fei, Wang Yun, Sun Yifang, Tan Kun

(School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: Vertical takeoff and landing (VTOL) fixed-wing UAV has the advantages of fast speed, long range, vertical takeoff and landing and hovering operation of fixed-wing UAV. It is of great significance to study the influence of the vertical tail of its wing tip on the aerodynamic characteristics of the whole UAV. The vertical take-off and landing fixed-wing UAV is designed with the drooping tail of the wing tip to be used as a vertical tail with both wingtips and landing gear. Four wingtip designs of the drooping tail, upper vertical tail, wing tip end plate and conventional layout are compared the aerodynamic characteristics of the four designs are simulated and analyzed by using LBM-LES algorithm and the wall self-adaptive local vortex viscous large eddy simulation turbulence model. The analysis results show that the drooping tail of the wing tip is more efficient than the other three designs in the leveling flight state; and its stability against the crosswind is better in the vertical takeoff and landing or hovering state.

Key words: UAV; VTOL fixed-wing; vertical tail of wingtip; aerodynamic characteristics

收稿日期:2018-11-12; 修回日期:2019-03-27

通信作者:张飞,1178241047@qq.com

引用格式:张飞,王云,孙一方,等.垂直起降固定翼无人机的翼尖垂尾设计分析[J].航空工程进展,2019,10(5):628-633,663.

Zhang Fei, Wang Yun, Sun Yifang, et al. Design analysis of wing tip vertical tail of the vertical takeoff and landing fixed-wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 628-633,663. (in Chinese)

0 引言

垂直起降固定翼无人机兼具固定翼飞机速度快、航程远和多旋翼无人机垂直起降、可悬停作业的优点,大幅扩展了无人机的应用范围。国外从 20 世纪 60 年代就开始有垂直起降方面的研究,但多为研究垂直起降总体方案类^[1]。国内对垂直起降类无人机的研究也多为总体设计和控制策略类^[2-5],而对垂直起降无人机翼尖设计类的研究^[6-8]较少。垂直起降固定翼无人机为一种较为特殊的机型,传统的翼尖设计并不能完全适用于该类无人机。

翼尖小翼能够降低无人机巡航状态的阻力^[9]。常用的翼尖小翼主要有融合式翼梢小翼、涡扩散器、翼尖延伸以及“双叉弯刀”等多种构型^[10]。因为垂直起降固定翼无人机具有独特的飞行模式,所以其翼尖小翼设计方式比较灵活。

结合垂直起降固定翼无人机独特的飞行模式,本文提出四种翼尖垂尾的设计:翼尖下垂尾、翼尖上垂尾、翼梢端板、无翼尖垂尾的常规布局设计。为了解四种翼尖垂尾构型对中小型无人机总体性能的影响,本文结合某型垂直起降固定翼无人机工程设计案例对上述四种翼尖垂尾进行详细对比分析,确定适合该无人机的最优方案,同时可为类似无人机翼尖结构设计提供参考借鉴。

1 某型垂直起降固定翼无人机总体及翼尖垂尾结构

某型垂直起降固定翼无人机工程样机如图 1 所示,该无人机主要几何尺寸如表 1 所示。



图 1 某型垂直起降固定翼无人机工程样机
Fig.1 An engineering prototype of a vertical take-off and landing fixed-wing UAV

表 1 无人机主要几何参数

Table 1 The main geometric parameters of UAV

几何参数	数值
机身长度/m	1.7
机翼翼展/m	2.4
起落架高度/m	0.3
机翼根梢比	2.2
垂尾根梢比	3.33
1/4 弦线后掠角/(°)	26

此无人机的垂直起降方案为主旋翼加三辅助涵道。主旋翼位于机身中部,三辅助涵道分别位于机头和两侧机翼处。主旋翼动力作为垂直起降状态和平飞状态时的主要动力。在垂直起降状态时,主旋翼动力用来克服重力;在平飞状态时,主旋翼动力倾转 90°,用以克服平飞时无人机的阻力。三辅助涵道主要用来控制无人机在垂直起降状态时的机身平衡,在平飞状态时,不使用三辅助涵道。

拟采用的翼尖垂尾结构可选方案有:下垂尾、上垂尾、翼梢端板和常规布局四种型式,如图 2 所示。

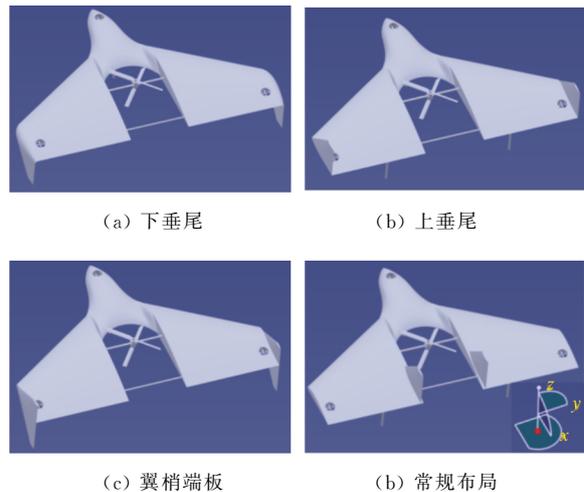


图 2 四种翼尖设计

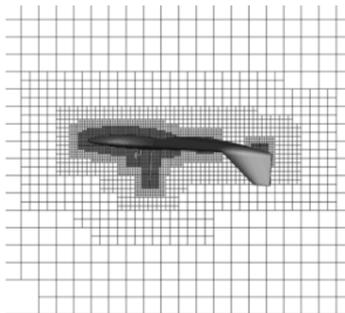
Fig.2 Four kinds of wing tip design

其中,下垂尾、上垂尾和常规布局模型的垂尾高度为 0.3 m,垂尾面积和垂尾尺寸完全相同;翼梢端板模型的垂尾面积为其他三种模型的 1.5 倍。下垂尾和翼梢端板在作为垂尾使用的同时可充当起落架使用,故机身后部无需设置额外的起落架;上垂尾和常规布局的垂尾被设置在机身上方,故机身下方必须设置两根额外的后起落架。

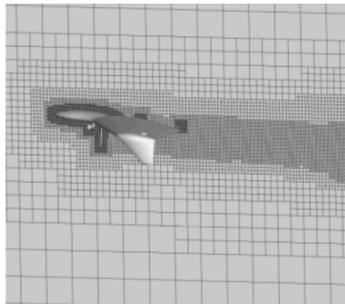
2 求解方法和边界条件

通过众多飞行实践可知,当来流马赫数 $Ma \leq 0.3$ 时,空气压缩程度很小,可以忽略空气的可压缩性,将空气当作不可压流;当 $Ma > 0.3$ 时,则需要考虑空气的可压缩性^[11]。由于本文模型流速并未超过 $Ma = 0.3$ 的临界值,采用理想不可压缩气体模型。同时为了便于计算,假设流动是定常且稳定的^[12]。

本文所采用的几何模型如图 2 所示,计算采用的湍流模型为壁面自适应局部涡粘大涡模拟模型,算法为格子-玻尔兹曼(LBM-LES)算法^[13]。采用 LBM-LES 方法的粒子分布网格如图 3 所示,网格密的区域表示粒子的尺度小。根据每一个时间步计算得到涡量,然后对粒子分布进行自适应动态加密(图 3(b)),这样可在提高计算精度的同时没有过大地增加计算量。本文算例边界条件为: $-x$ 为速度入口边界条件,其余均为周期性边界条件。



(a) 局部粒子分布



(b) 自适应后粒子分布

图 3 LBM-LES 方法的粒子分布

Fig. 3 Particle distribution of LBM-LES method

3 四种翼尖垂尾设计性能分析

3.1 计算方法的验证

为了保证本文计算方法的可靠性,对无人机气

动模型^[14]计算其不同迎角下的升力值,并将计算结果与其实验数据进行对比。计算结果如图 4 所示。

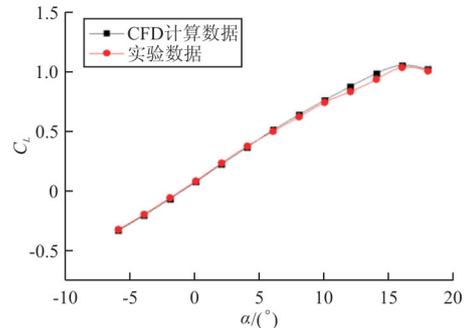


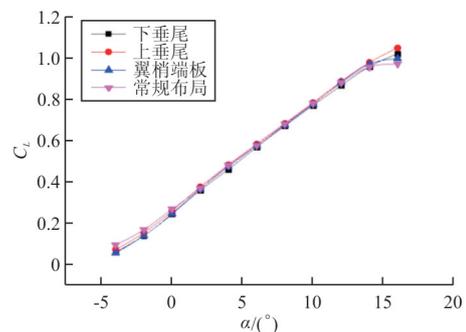
图 4 计算数据与实验数据对比

Fig. 4 Comparison of the calculation data and experimental data

从图 4 可以看出:计算数据与实验数据结果吻合度良好,数据上存在的一些细微差别,主要是在仿真和试验条件下,由密度或粘性系数略有不同导致的,表明该计算方法正确可靠,可用于该无人机物理模型的气动特性研究。

3.2 平飞状态气动模拟数据对比

对此无人机在平飞状态下的气动模拟共计算来流速度为 20 m/s,迎角 α 分别为 -4° 、 -2° 、 0° 、 2° 、 4° 、 6° 、 8° 、 10° 、 12° 、 14° 、 16° 的算例。其中,两副主旋翼呈共轴反桨状态,输出推力水平向后,转速皆为 3 000 r/min。四种翼尖设计的升力系数 (C_L)、阻力系数 (C_D) 以及升阻比 (C_L/C_D) 随迎角 (α) 的变化曲线如图 5 所示。



(a) 升力系数随迎角的变化曲线

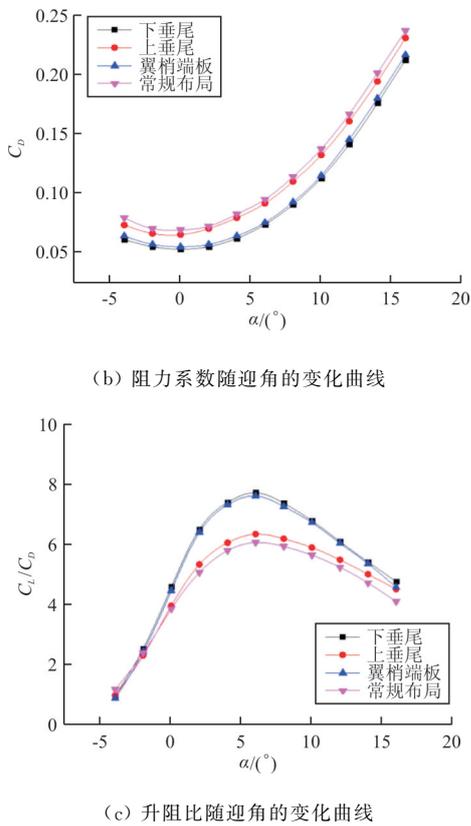


图 5 四种翼尖设计的升阻力系数及升阻比
Fig. 5 Lift and drag coefficients and lift-drag ratio for four kinds of wingtip design

从图 5 可以看出:在四种翼尖设计中,上垂尾设计的升力系数较大,常规布局设计的升力系数最小,但总体来说四种设计的升力系数差别不大,且四种翼尖设计在 $4^\circ \sim 6^\circ$ 迎角区间内飞行效率较高;下垂尾和翼梢端板在作为垂尾使用的同时还充当了起落架的作用,相比于上垂尾设计和常规布局设计少了两根额外的后起落架,因此下垂尾设计和翼梢端板设计的阻力系数较小,从而导致下垂尾设计和翼梢端板设计的升阻比相对较大。

3.3 平飞状态三维流场对比

无人机在巡航状态会产生一定的翼尖涡流和湍流。翼尖涡流的强度直接关系到无人机诱导阻力的大小^[15],无人机巡航产生的湍流也会增大其阻力,因此有必要降低无人机在巡航状态时的翼尖涡流强度和湍流强度。四种翼尖设计在 20 m/s 来流 4° 迎角下的涡量云图如图 6 所示,湍流强度云图如图 7 所示。

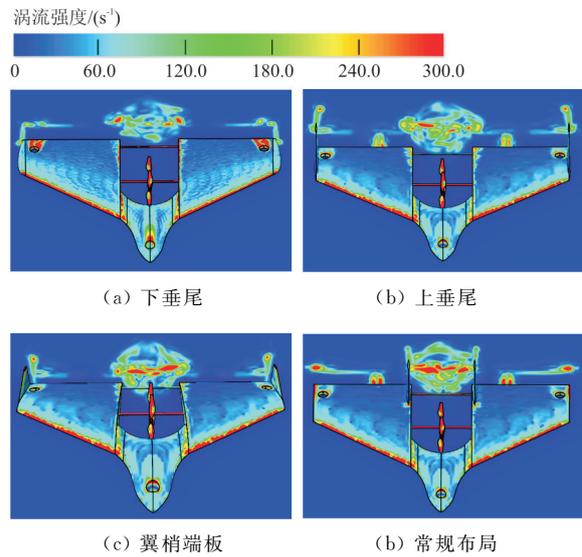


图 6 平飞状态四种翼尖设计涡量云图对比
Fig. 6 Comparison of vorticity nephogram of four wingtip designs in level flight status

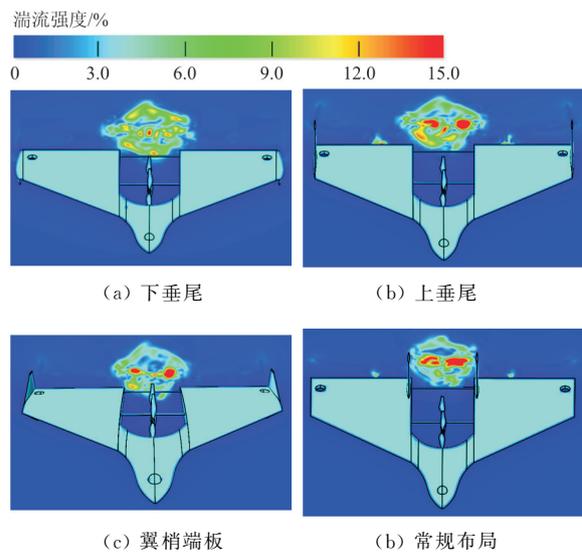


图 7 平飞状态四种翼尖设计湍流强度云图对比
Fig. 7 Comparison of turbulence intensity nephogram of four wingtip designs in level flight status

从图 6~图 7 可以看出:

(1) 对整机阻力影响较大的为机身中部和机翼翼尖处。机身中部产生了大量的湍流和涡流,机翼翼尖处产生了大量的翼尖涡,而机翼翼尖处的湍流则相对很小。

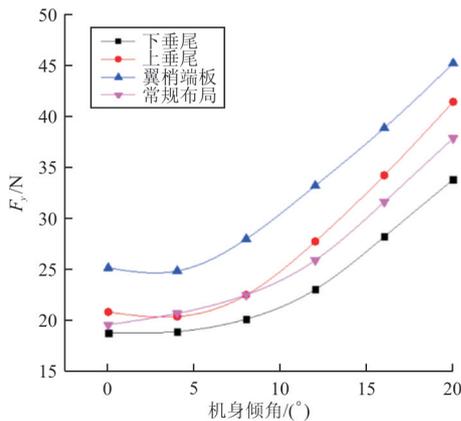
(2) 机翼翼尖处理起到了明显作用,相比之下,下垂尾设计、上垂尾设计、翼梢端板设计的翼尖涡流较小,但机身中部涡流面积较大;由于常规布

局的垂直尾翼设置在机身中部,有效地抑制了机身中部涡流的扩散,常规布局机身中部涡流面积较小,但翼尖涡流强度较大。

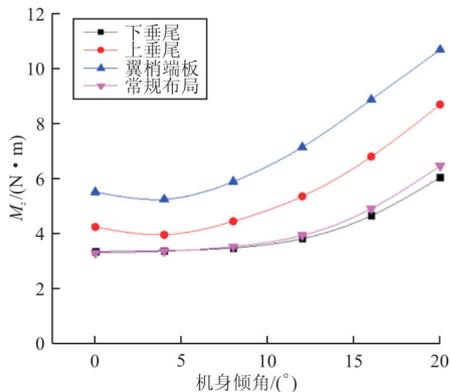
(3) 相比于下垂尾设计和翼梢端板设计,上垂尾设计和常规布局设计的机身下方多了两根起落架,因此在两根起落架处产生了明显的涡流和湍流。

3.4 垂直起降状态气动模拟数据对比

当无人机处于垂直起降状态时,对其四种翼尖设计在 10 m/s 侧风下进行气动模拟,机身侧向倾角分别为 0° 、 4° 、 8° 、 12° 、 16° 、 20° 。其中,两副主旋翼呈共轴反桨状态,输出推力垂直于机翼向下,转速皆为 3 500 r/min。四种翼尖设计的侧面阻力 F_y 及相对于整机重心处的侧面重心力矩 M_z 如图 8 所示。



(a) F_y 随机身倾角的变化



(b) M_z 随机身倾角的变化

图 8 四种翼尖设计的侧面阻力(F_y)及侧面重心力矩(M_z)随机身倾角的变化

Fig. 8 Variation of side resistance (F_y) and side moment (M_z) accompany with inclination angle of four wingtip designs

从图 8 可以看出:在相同倾角下侧面风速为 10 m/s 时,四种翼尖设计中下垂尾设计的侧面阻力和侧面力矩最小,翼梢端板设计的侧面阻力和侧面力矩最大;随着机身倾角增加下垂尾设计的侧面阻力 F_y 和侧面力矩 M_z 的增加幅度更小,上垂尾设计和翼梢端板设计的增加幅度更大;较小的侧面阻力和侧面力矩代表着机身更易于控制,因此下垂尾设计更具优势。

3.5 垂直起降状态三维流场对比

当无人机处于垂直起降状态时,四种翼尖设计在 10 m/s 侧风下,机身倾角为 8° 时的湍流强度云图如图 9 所示,涡量云图如图 10 所示。

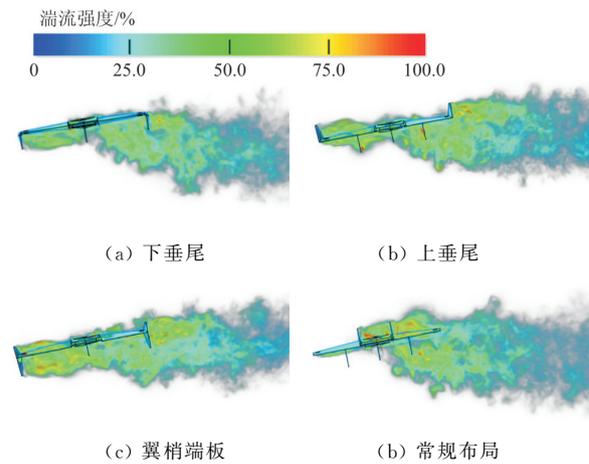


图 9 垂直起降状态四种翼尖设计湍流强度对比

Fig. 9 Comparison of turbulence intensity nephogram of four wingtip designs in vertical takeoff and landing status

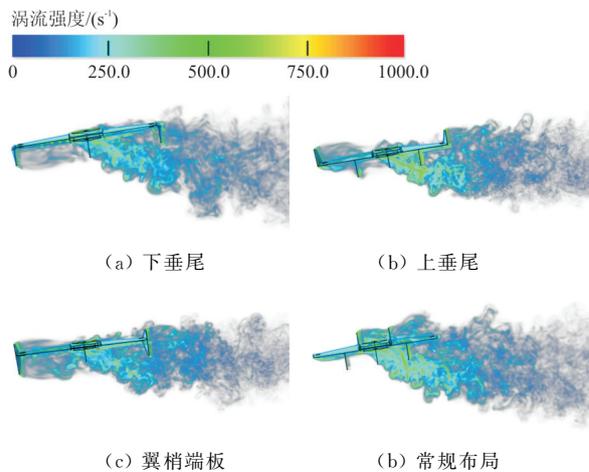


图 10 垂直起降状态四种翼尖设计涡量云图对比

Fig. 10 Comparison of vorticity nephogram of four wingtip designs in vertical takeoff and landing status

从图9~图10可以看出:

(1) 在四种翼尖设计中,上垂尾设计和翼梢端板设计产生的湍流和涡流相对较大,下垂尾设计和常规布局设计产生的湍流和涡流相对较小。

(2) 在垂直起降状态时,当侧面来流干扰机身时,机身需要倾斜一定角度来抗衡机身产生的阻力,且下垂尾设计相对其余三种翼尖设计侧面投影面积最小,故下垂尾设计产生的湍流和涡流也相对较小。且随着机身倾斜角度的增大,下垂尾设计相对其余三种翼尖设计的侧面投影面积越小,因而所造成的机身侧面阻力和侧面力矩也越小。

4 结 论

(1) 在平飞状态时,四种翼尖设计中,下垂尾设计和翼梢端板设计在一定程度上抑制了翼尖涡流,同时兼顾了起落架整流,升阻比较高。

(2) 在垂直起降状态时,四种翼尖设计中,下垂尾设计和常规布局设计的侧面阻力和侧面力矩相对较小。综合平飞状态和垂直起降状态两种工况可以确定:在四种翼尖设计中,下垂尾设计是较为理想的布局设计。

(3) 无人机机身中部主旋翼处的流场比较复杂,有必要对其做进一步的优化设计。

参考文献

- [1] Tang J, Hu Y, Song B. A detailed aerodynamic analysis of the cyclorotor using dynamic mesh in CFD[R]. AIAA-2014-0406, 2014.
- [2] 何小九, 李彦彬, 朱枫, 等. 国外垂直起降无人机发展现状及设计制造关键技术[J]. 飞航导弹, 2016(6): 22-27.
He Xiaojiu, Li Yanbin, Zhu Feng, et al. Development status and design and manufacture key technologies of foreign VTOL UAV[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2016(6): 22-27. (in Chinese)
- [3] 张啸迟, 万志强, 章异羸, 等. 旋翼固定翼复合式垂直起降飞行器概念设计研究[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 179-192.
Zhang Xiaochi, Wan Zhiqiang, Zhang Yiyong, et al. Conceptual design of rotary wing and fixed wing compound VTOL aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 179-192. (in Chinese)
- [4] 王冠林, 武哲. 垂直起降无人机总体方案分析及控制策略综合研究[J]. 飞机设计, 2006(3): 25-30.
Wang Guanlin, Wu Zhe. Analysis of the overall scheme and comprehensive study of control strategy of vertical take-off and landing UAV[J]. Aircraft Design, 2006(3): 25-30. (in Chinese)
- [5] 刘凯, 叶赋晨. 垂直起降飞行器的发展动态和趋势分析[J]. 航空工程进展, 2015, 6(2): 127-138, 159.
Liu Kai, Ye Fuchen. Development dynamics and trend analysis of vertical take-off and landing aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2015, 6(2): 127-138, 159. (in Chinese)
- [6] 张飞. 垂直起降固定翼无人机研究[D]. 南昌: 南昌航空大学, 2019.
Zhang Fei. Research on vertical takeoff and landing fixed-wing UAV[D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2019. (in Chinese)
- [7] 李继广, 陈欣, 李震. 考虑隐身约束的舰载飞翼无人机翼尖装置气动设计和分析[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(6): 846-849.
Li Jiguang, Chen Xin, Li Zhen. Aerodynamic design and analysis of tip devices on carrier-based fly-wing UAV with stealth constraints[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(6): 846-849. (in Chinese)
- [8] 杨志强, 黄俊. 推力矢量控制的鸭式布局无人侦察机气动特性研究[J]. 飞机设计, 2013, 33(2): 1-3, 7.
Yang Zhiqiang, Huang Jun. Study on aerodynamic characteristics of duck-type unmanned reconnaissance aircraft with thrust vector control[J]. Aircraft Design, 2013, 33(2): 1-3, 7. (in Chinese)
- [9] 蒋彪, 李杰. 民机翼梢小翼气动特性数值模拟分析研究[J]. 航空计算技术, 2011, 41(1): 38-43.
Jiang Biao, Li Jie. Study on numerical simulation analysis of aerodynamic characteristics of civil aircraft winglets[J]. Aeronautical Computer Technique, 2011, 41(1): 38-43. (in Chinese)
- [10] 江永泉. 飞机翼梢小翼设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2009: 17-177.
Jiang Yongquan. Aircraft winglet design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2009: 17-177. (in Chinese)
- [11] 聂莹, 王生, 杨燕初. 螺旋桨静推力数值模拟与实验对比分析[J]. 计算机仿真, 2009, 26(3): 103-107.
Nie Ying, Wang Sheng, Yang Yanchu. Numerical simulation and experimental comparative analysis of propeller static thrust[J]. Computer Simulation, 2009, 26(3): 103-107. (in Chinese)
- [12] 王璐, 王云, 陈宇. 新型旋翼推进式无人飞艇气动特性研究[J]. 飞行力学, 2017, 35(5): 22-25, 30.
Wang Lu, Wang Yun, Chen Yu. Study on aerodynamic characteristics of a new type of rotor-propelled unmanned airship[J]. Flight Dynamics, 2017, 35(5): 22-25, 30. (in Chinese)
- [13] Chen S, Doolen G D. Lattice Boltzmann method for fluid flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1998, 30(1): 329-364. (下转第 663 页)

- on research and development of memory neural networks [J]. Journal of Software, 2017, 28(11): 2905-2924. (in Chinese)
- [11] Sutskever I, Vinyals O, Le Q V. Sequence to sequence learning with neural networks[C]// In Process of the Advances in Neural Information Processing Systems, Canada, 2014: 3104-3112.
- [12] 廖成, 刘鲁, 晓斌. 机场旅客吞吐量的人工神经网络预测方法[J]. 小型微型计算机系统, 2002, 23(12): 1500-1502. Liao Cheng, Liu Lu, Xiao Bin. Artificial neural networks method for predicting the airport passenger throughput[J]. Journal of Chinese Computer Systems, 2002, 23(12): 1500-1502. (in Chinese)
- [13] 张青青, 晏蝶, 赵敏, 等. 基于 BP 神经网络的龙洞堡机场旅客吞吐量预测研究[J]. 价值工程, 2016, 35(13): 101-103. Zhang Qingqing, Yan Die, Zhao Min, et al. Study on the prediction of passenger throughput in Longdongbao airport based on BP neural network[J]. Value Engineering, 2016, 35(13): 101-103. (in Chinese)
- [14] 徐俊刚, 裴莹. 数据 ETL 研究综述[J]. 计算机科学, 2011, 38(4): 15-20. Xu Jungang, Pei Ying. Overview of data extraction, transformation and loading [J]. Computer Science, 2011, 38(4): 15-20. (in Chinese)
- [15] Rumelhart D E, Hinton G E, Williams R J. Learning representation by back-propagating errors[J]. Nature, 1986, 323(9): 533-556.

作者简介:

钟翔(1975—),男,硕士,工程师。主要研究方向:机场管理、机场建设规划、能源输配系统、信息系统等。

朱彩云(1982—),女,硕士,工程师。主要研究方向:机场信息化建设规划、神经网络、计算机应用技术等。

韩旭(1984—),男,硕士,工程师。主要研究方向:计算机应用技术、数据通信技术、数据挖掘等。

(编辑:马文静)

(上接第 633 页)

- [14] 王刚, 胡峪, 宋笔锋. 利用螺旋桨动力配平的飞翼布局无人机[J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(2): 181-187. Wang Gang, Hu Yu, Song Bifeng. Flying wing layout UAV using propeller power balance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(2): 181-187. (in Chinese)
- [15] 张庆峰, 熊克, 李伟, 等. 变体翼梢小翼的减阻机理数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1105-1111. Zhang Qingfeng, Xiong Ke, Li Wei, et al. Numerical simulation of drag reduction mechanism of variant winglets[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1105-1111. (in Chinese)

作者简介:

张飞(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空工程。

王云(1966—),男,博士,教授。主要研究方向:宇航推进理论。

孙一方(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器设计。

谭锟(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:宇航推进理论。

(编辑:马文静)