

文章编号:1674-8190(2019)06-810-07

复合式垂直起降固定翼无人机旋翼和机翼的干扰分析

张飞,王云,谭赜

(南昌航空大学 飞行器工程学院,南昌 330063)

摘要: 复合式垂直起降固定翼无人机是一种兼具多旋翼无人机和固定翼无人机性能的复合式无人机,该类无人机旋翼与机翼之间的相互气动作用比较复杂,旋翼安装位置对无人机整体性能具有影响。采用实验和流体仿真两种方法对其气动特性进行分析,初步确定旋翼的安装方式,并结合无人机的平飞状态进一步确定旋翼的安装距离。结果表明:无人机的旋翼安装在机翼下方时的整机悬停效率比安装在机翼上方时的整机悬停效率要高,且结合无人机的悬停时间和平飞时间能够找到一个功耗最低的最佳安装距离。

关键词: 无人机;垂直起降;固定翼;旋翼;机翼;干扰分析

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.06.010

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Interference Analysis of Rotor and Wing of Compound Vertical Takeoff and Landing Fixed Wing UAV

Zhang Fei, Wang Yun, Tan Kun

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

Abstract: The composite vertical take-off and landing fixed-wing UAV(Unmanned Aerial Vehicle) is a compound UAV with the performance of multi-rotor UAV and fixed-wing UAV, the aerodynamic interaction between rotor and wing of this kind of UAV is complex, and its rotor installation location is of influence on the overall performance of UAV. The aerodynamic characteristics are analyzed by experiments and computational fluid dynamics(CFD). The installation mode of the rotor is determined preliminarily, and the installation distance of the rotor is further determined in combination with the level flight status of the UAV. The results show that the hover efficiency of the UAV is higher when the rotor is installed under the wing than that above the wing, and the best installation distance with the lowest power consumption can be found by combining the hover time and flight time of the UAV.

Key words: UAV; vertical takeoff and landing; fixed wing; rotor; wing; interference analysis

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可垂直起降的优点,大大扩展了无人机的应用范围。国内外从 20 世纪 60 年代起就开始有垂直起降方面的研究^[1],其中

收稿日期:2018-11-18; 修回日期:2019-02-19

通信作者:张飞,1178241047@qq.com

引用格式:张飞,王云,谭赜. 复合式垂直起降固定翼无人机旋翼和机翼的干扰分析[J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 810-816.

Zhang Fei, Wang Yun, Tan Kun. Interference analysis of rotor and wing of compound vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 810-816. (in Chinese)

一类为多旋翼和固定翼无人机相结合的复合式垂直起降固定翼无人机。在此类无人机中,对无人机垂直起降总体方案类的研究较多^[2-4],但对无人机旋翼的安装方式及旋翼与机翼之间的气动干扰分析研究较少,且复合式垂直起降固定翼无人机为一种较为特殊的机型,其旋翼与机翼之间的气动干扰比较复杂,因此本文结合具体工程案例对复合式垂直起降固定翼无人机的旋翼和机翼之间的气动干扰进行分析。

多旋翼部分作为无人机的重要结构之一,其参数的合理性直接影响到无人机在垂直起降状态和平飞状态的飞行品质^[5]。提供无人机垂直起降动力的旋翼对机翼的吸抽效应,及其旋转产生的下洗流都会对旋翼自身的流场和机翼的流场产生一定程度的干扰^[6]。为此,本文在垂直起降固定翼无人机总体设计的基础上,给出两种旋翼安装方案,并通过实验和流体仿真两种方法对旋翼与机翼之间不同距离下的气动特性进行分析,得到相应的旋翼与机翼的合力,并结合无人机的平飞状态进一步确定了旋翼的安装距离。

1 无人机模型及旋翼的两种安装方式

垂直起降固定翼无人机的主要结构包括固定翼机体和四个单旋翼系统两部分。旋翼和机翼的三维组合模型如图 1 所示。安装在机身尾部的旋翼为可倾转旋翼,其余三个旋翼不可倾转。该无人机在垂直起降状态时,四个旋翼同时工作,旋翼面处于水平状态以产生向上的升力。无人机在巡航状态时,安装在机身尾部的旋翼倾转 90° 使旋翼面处于竖直状态以产生向前的推力,其余三个旋翼停止工作。

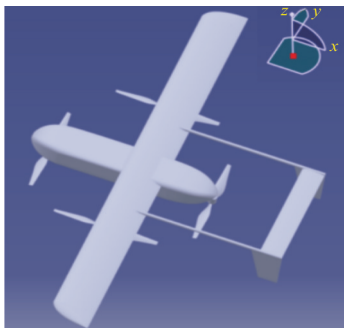


图 1 旋翼和机翼组合模型

Fig. 1 Rotors and wing combined model

本文主要通过研究单旋翼和机翼组合的气动特性来确定部分系统参数。无人机的主要几何参数为:无人机机翼翼展 2.4 m ,弦长 0.24 m ;旋翼与机翼连接的支座距离为 d ;计算采用两叶旋翼,直径为 610 mm ; z 轴为旋转轴; xOy 平面为旋转平面。该旋翼已经进行过多次地面试验,试验数据较全面,便于开展分析研究。为便于计算,作如下假设:

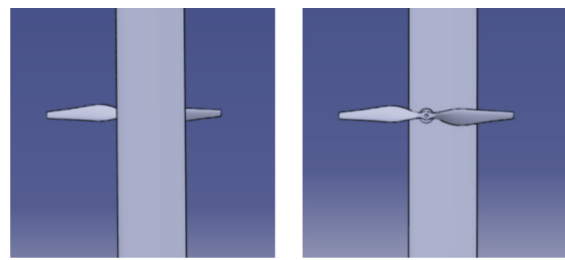
(1) 只考虑旋翼和机翼之间的气动流场,暂不考虑模型受其他部件的气动影响^[7](不考虑机身、尾撑杆等其他部件的气动影响);

(2) 流动是定常且稳定的^[8];

(3) 在平飞状态时,旋翼处于非旋转状态;

(4) 所有桨叶均是刚性元件,在气动力作用下,都不发生任何弹性变形^[9](扭转、弯曲和拉伸)。

由于不同的旋翼安装方式所产生的力的效果是不同的,机翼对其流场的干扰影响也是不同的。旋翼安装在机翼下方如图 2(a)所示,旋翼安装在机翼上方如图 2(b)所示,两种方案下旋翼均产生向上的升力。



(a) 方案一

(b) 方案二

图 2 旋翼安装方案

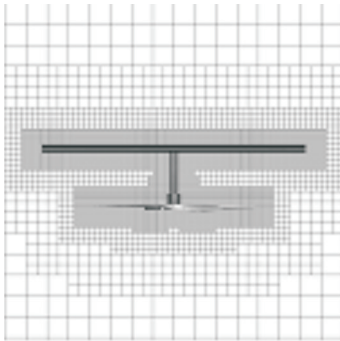
Fig. 2 Rotor installation schemes

2 求解方法和边界条件

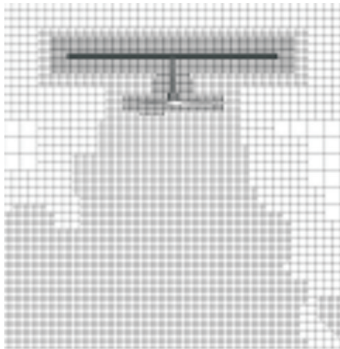
通过众多飞行实践可知,当来流马赫数 $Ma \leq 0.3$ 时,空气压缩程度很小,可以忽略空气的可压缩性,将空气当作不可压流;当 $Ma > 0.3$ 时,则需要考虑空气的可压缩性^[10]。由于本文旋翼转速达到 $3\ 000\text{ r/min}$,并未超过 $Ma = 0.3$ 的临界值,故采用理想不可压缩气体模型。

本文所采用几何模型如图 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-玻尔兹曼法(LBM-LES)算法^[11-12]。采用 LBM-LES 方法的粒子分布网格如图 3(a)和

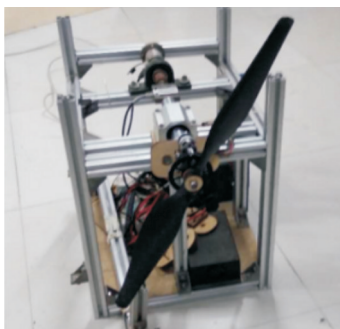
(b)所示,图中网格密的区域表示粒子的尺度小。根据每一个时间步计算得到的涡量然后对粒子分布进行自适应动态加密如图 3(b)所示,这样在提高计算精度的同时没有过大的增加计算量。本文算例边界条件为: $-x$ 为速度入口边界条件,其余均为周期性边界条件。同时为了验证所采用的螺旋桨和气动计算模型,在南昌航空大学无人机研究所进行了实验验证,实验设备及实验模型如图 3(c)所示。



(a) 局部粒子分布



(b) 自适应后粒子分布



(c) 实验设备和实验模型

图 3 LBM-LES 方法的粒子分布及实验设备和实验模型
Fig. 3 Particle distribution of LBM-LES method and experimental equipment and experimental model

3 数值模拟结果、实验结果及分析

3.1 计算方法验证

为保证本文计算方法的可靠性,对该旋翼模型分别进行不同转速下的 CFD 静拉力计算和经验公式理论计算^[13]及实验,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。

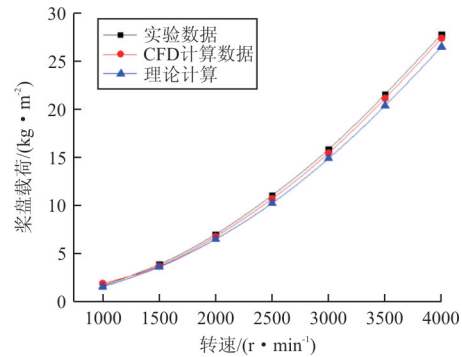


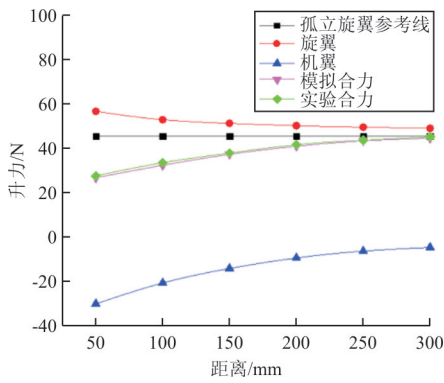
图 4 计算数据与实验数据对比

Fig. 4 Comparison of the calculation data and experimental data

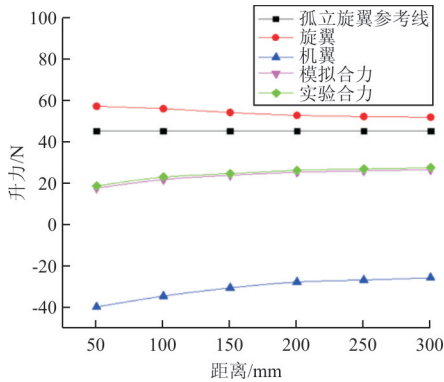
从图 4 可以看出:计算数据与试验数据结果吻合度良好。数据上存在的一些细微差别,主要是在仿真和实验条件下,由密度或粘性系数略有不同导致的。同时由于实验系统中,螺旋桨下游是实验装置结构,对滑流有遮蔽作用,因此实验数据比理论计算数据略大。由此可以断定,该计算方法正确可靠,可用于该无人机物理模型的气动特性研究。

3.2 旋翼安装在上下翼面的气动特性分析

由于机翼会阻挡旋翼的气流流动,在设计时需要充分考虑机翼对旋翼的气动干扰^[14]。因此,采用上述计算方法,在无来流速度、旋翼转速 $N_s = 3\ 000\ \text{r}/\text{min}$ 条件下,分别对两种旋翼安装方案在不同旋翼与机翼间距下进行仿真分析,为明确最终方案和选择适宜安装距离 d 提供参考。仿真结果如图 5 所示,可以看出:与孤立状态下旋翼正转产生的升力相比,两种方案下旋翼自身的升力受机翼干扰造成的影响不大。当距离较小时,由于机翼对于旋翼的气流干扰,旋翼的升力会出现小幅度的增长^[15]。之后,随着距离 d 的逐渐增大,气流干扰逐渐消失,旋翼拉力逐渐趋于孤立状态下的静拉力值。



(a) 方案一



(b) 方案二

图 5 旋翼升力及组合体合力随旋翼与机翼间距的变化
Fig. 5 The rotor lift and the combined force varied with the distance between the rotor and the wing

从图 5 可以看出:在两种方案下,组合体整体的合力受气流干扰影响很大。方案一中旋翼安装在机翼下方,一方面由于旋翼的抽吸作用使得旋翼上方的气流由上而下运动,致使机翼受到一个向下的力。随着距离 d 的增加,机翼周围的流场受旋翼气流的干扰逐渐减弱。另一方面,旋翼和机翼之间的区域存在低压区,当旋翼接近机翼时,机翼前后存在明显的压差阻力,随着 d 的增加,压差阻力逐渐减小,组合体整体合力增大。从图 5(a)可以看出,在 $d=200$ mm 之后,组合体效率损失已经缩小到 15% 以内。

对于方案二,旋翼安装在机翼上方,由于旋翼下洗气流增加了机翼上翼面的来流速度,造成了机翼上翼面压力的增加,导致整体合力减小,即无人机悬停状态动力减小,大大降低了无人机的悬停效率。随着旋翼与机翼间距 d 的增大,整体合力逐渐增大,但由图 5(b)可以看出,直至 $d=300$ mm 处的效率损失仍大于 30%。

3.3 上下翼面安装距离为 150 mm 时的气动特性对比

从图 5 可以看出:当 $d=50$ mm 时,旋翼的升力变化最快;当 $d=300$ mm 时,旋翼的升力逐渐趋于稳定。而 $d=150$ mm 时能够更典型的体现安装距离对气动的影响,所以选择 $d=150$ mm 来进行下一步的气动特性对比。 $d=150$ mm 时,方案一和方案二的桨盘载荷与功率载荷变化对比图如图 6 所示。可以看出:随着桨盘载荷的增加,方案一和方案二的功率载荷皆逐渐下降;在相同的桨盘载荷下,方案一的功率载荷优于方案二的功率载荷,且方案一和方案二的功率载荷相差较大。

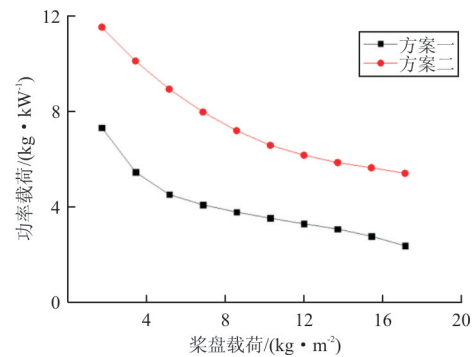


图 6 方案一和方案二的桨盘载荷与功率载荷变化
Fig. 6 Variation of the rotor disk loading and power loading of scheme 1 and scheme 2

$d=150$ mm, $N_s=3\ 000$ r/min 时,旋翼吸力面和压力面的压力分布对比图如图 7 所示。

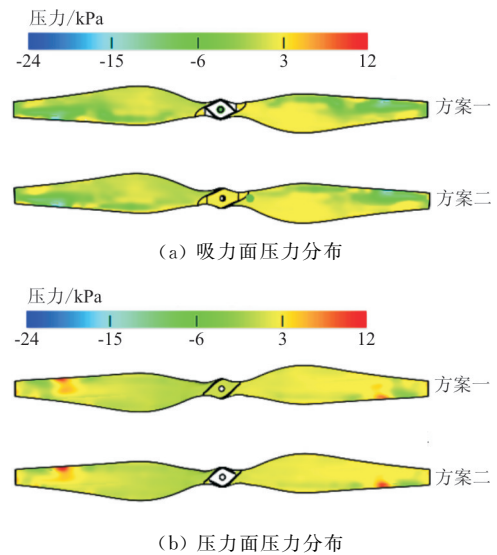
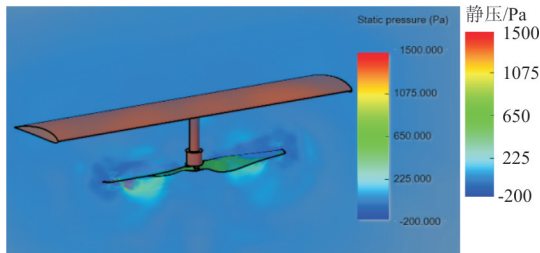


图 7 旋翼压力分布云图

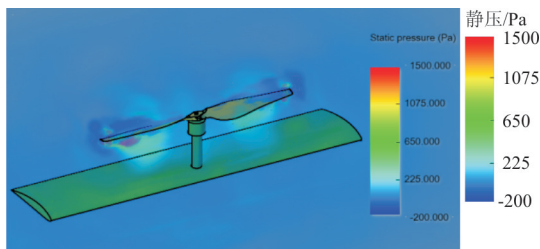
Fig. 7 The pressure nephogram of the rotor

两种不同安装方式下的旋翼吸力面、压力面压力云图基本一致,可见旋翼受机翼影响不大,图 5 中的旋翼拉力变化曲线也证明了这一点。

$d=150$ mm 处旋翼与机翼之间区域的压力云图对比如图 8 所示。可以看出:旋翼的抽吸和下洗流对流场的干扰作用^[16]主要集中在旋翼接近机翼部分的区域。在旋翼的下洗流区内,方案二的机翼上翼面受下洗流的冲击作用,形成高压区;方案一的安装方式使得机翼下翼面的压力分布相对均匀,形成低压区,受旋翼影响较小,与方案二相比,明显降低了机翼上下翼面的压差阻力。



(a) 方案一

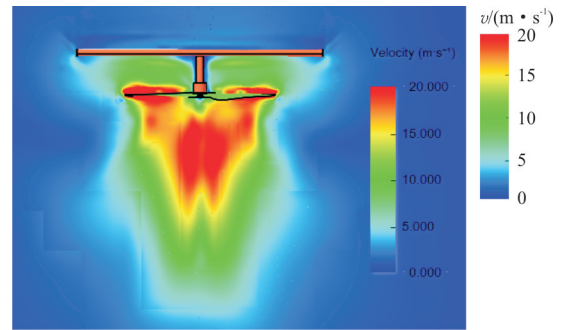


(b) 方案二

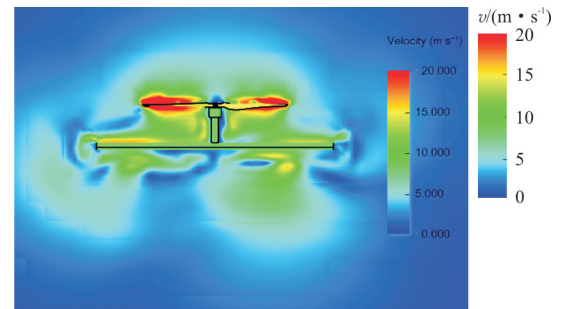
图 8 旋翼与机翼之间区域压力云图

Fig. 8 The pressure nephogram of the area between rotor and wing

距离 $d=150$ mm 时两方案气流区的 xOz 平面速度图如图 9 所示。通过对比可以看出:对于方案一,机翼阻碍了旋翼上方的气流流动,机翼上翼面基本无气流流动,对旋翼的下洗流无影响,旋翼气流前后流动方向一致,旋翼的气流受机翼干扰较小;对于方案二,机翼严重阻碍了旋翼的下洗流流动,使机翼上下气流不能形成一致的流动方向,且旋翼的下洗气流较集中、速度较大,致使旋翼的气流受机翼干扰很大。因此,本节证实了方案一的优越性。



(a) 方案一



(b) 方案二

图 9 旋翼与机翼之间区域速度云图

Fig. 9 The velocity nephogram of the area between rotor and wing

3.4 确定机翼与旋翼之间的最佳安装距离

上述计算均是在无人机处于悬停状态进行的,旨在分析两种方案的优越性及对无人机整体的影响。结果证明方案一相对于方案二更好,且在悬停状态下机翼与旋翼之间的安装距离越大越好,但是机翼与旋翼之间的安装距离同时影响无人机在平飞状态时的平飞阻力和续航性能。故基于上述计算方法和已确定的参数,下面结合无人机的平飞状态进一步确定机翼与旋翼之间的最佳安装距离。

对于无人机的平飞状态和悬停状态,首先确定以下主要参数,具体参数如表 1 所示。

表 1 无人机平飞状态和悬停状态主要参数

Table 1 Main parameters of level flight status and hover status

参 数	数 值
平飞时间 T_1 /min	60
悬停时间 T_2 /min	10
平飞速度 $v/(m \cdot s^{-1})$	20
悬停状态单个旋翼升力/N	30

无人机的基本飞行任务为悬停 10 min,平飞 60 min,平飞速度为 20 m/s,无人机悬停状态单个旋翼维持升力为 30 N。机翼与旋翼之间的安装距离会影响无人机在悬停状态的悬停效率和平飞状态的平飞阻力。当无人机完成整个飞行任务后,不同的安装距离 d 会产生不同的总任务功耗 W ,最低的功耗即代表最佳的安装距离。

机翼和旋翼不同安装距离产生的无人机平飞阻力系数 C_x 如图 10 所示,机翼和旋翼不同安装距离产生的无人机悬停状态功耗 W_z 、平飞状态功耗 W_x 和总任务功耗 W 如图 11 所示。其中,平飞阻力系数 C_x 为仿真计算值,悬停状态功耗 W_z 为单个旋翼维持 30 N 升力悬停 10 min 的实验测试功耗;平飞状态功耗 W_x 为理论计算值;电机调速器效率 η_d 、电机效率 η_m 和螺旋桨效率 η_p 取值均为 80%^[17]。

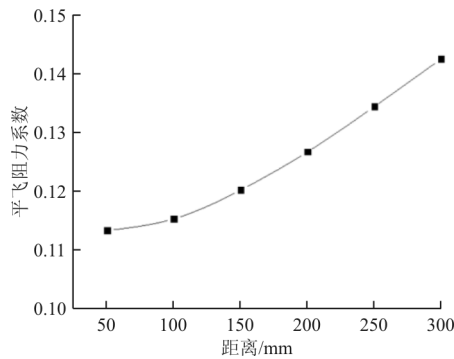


图 10 不同安装距离产生的平飞阻力系数 C_x
Fig. 10 Level flying resistance coefficient C_x caused by different installation distances

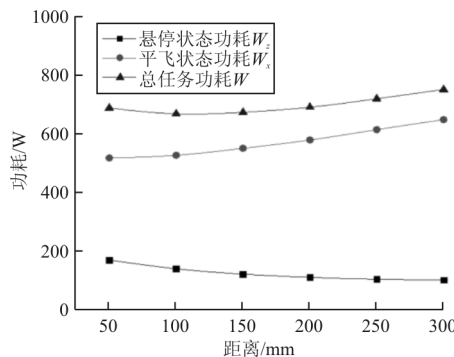


图 11 不同安装距离产生的悬停状态功耗 W_z 、平飞状态功耗 W_x 和总任务功耗 W

Fig. 11 Hover state power consumption W_z and level flight power consumption W_x and total task power consumption W caused by different installation distances

从图 10 可以看出:随着安装距离 d 的逐渐增大,无人机的平飞阻力系数 C_x 逐渐增大,且当安装距离 d 大于 150 mm 时平飞阻力系数 C_x 与安装距离 d 呈线性关系。从图 11 可以看出:随着安装距离 d 的逐渐增大,无人机的悬停状态功耗 W_z 逐渐减小,平飞状态功耗 W_x 逐渐增大,总任务功耗 W 呈现先减小后增大的趋势。当安装距离 $d = 100$ mm 时,无人机的总任务功耗 W 最小,即 $d = 100$ mm 为方案一的最佳安装距离。

4 结 论

(1) 在机翼上安装旋翼,旋翼安装在下翼面时的整机悬停效率比安装在上翼面时的整机悬停效率要高。

(2) 旋翼安装在下翼面时,随着安装距离的增加,无人机整体在悬停状态的气动特性受影响逐渐减小。

(3) 该无人机的平飞阻力随旋翼与机翼之间安装距离的增加而增大,结合无人机整体的悬停时间和平飞时间,旋翼与机翼之间的最佳安装距离为 100 mm。

参考文献

[1] Franklin J A. Revised simulation model of the control system, displays, and propulsion system for an ASTOVL lift fan aircraft[R]. NASA Technical Memorandum 112208, Ames Research Center, California, 1997.

[2] 赵长辉, 杨五兵, 李波, 等. 固定翼四旋翼复合飞行器[C]//2014(第五届)中国无人机大会论文集. 北京: 中国无人机协会, 2014: 6.
Zhao Changhui, Yang Wubing, Li Bo, et al. Fixed-wing quadrotor composite aircraft[C]//Proceedings of 2014(5th) China UAV Conference. Beijing: Chinese UVA Society, 2014: 6. (in Chinese)

[3] 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.
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. (in Chinese)

[4] 张啸迟, 万志强, 章异赢, 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 Yiying, et al. Research on the conceptual design of rotor fixed-wing composite vertical take-off and landing aircraft[J]. Acta Aeronau-

- tica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 179-192. (in Chinese)
- [5] 乐淑玲, 王云, 刘诗鸾. 新型复合动力无人飞行器涵道系统优化分析[J]. 南昌航空大学学报(自然科学版), 2013, 27(3): 44-48.
Le Shuling, Wang Yun, Liu Shiluan. Optimization analysis of ducted system for a new hybrid unmanned aerial vehicle [J]. Journal of Nanchang Hangkong University (Natural Science), 2013, 27(3): 44-48. (in Chinese)
- [6] 林瑞坤, 郭雪岩. 带旋翼平流层飞艇气动性能的数值分析[J]. 力学季刊, 2010, 31(3): 355-362.
Lin Ruikun, Guo Xueyan. Numerical analysis of aerodynamic performance of a stratospheric airship with rotor[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2010, 31(3): 355-362. (in Chinese)
- [7] 王璐, 王云, 马成宇, 等. 旋翼推进式无人飞艇设计分析[J/OL]. [2018-11-18]. <https://doi.org/10.13645/j.cnki.f.d.20170824.003>.
Wang Lu, Wang Yun, Ma Chengyu, et al. Design and analysis of rotor-propelled unmanned airship[J/OL]. [2018-11-18]. <https://doi.org/10.13645/j.cnki.f.d.20170824.003>. (in Chinese)
- [8] 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.
Wang Lu, Wang Yun, Chen Yu. Study on aerodynamic characteristics of a new type of rotor-propelled unmanned airship[J]. Flight Mechanics, 2017, 35(5): 22-25. (in Chinese)
- [9] 陈晓. 新型横列式直升机刚性旋翼气动性能分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Chen Xiao. Analysis of aerodynamic performance of a new type of horizontal helicopter rigid rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] Chen S, Doolen G D. Lattice Boltzmann method for fluid flows[J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1998, 30(1): 329-364.
- [12] Suga K, Kuwata Y, Takashima K, et al. A D3Q27 multiple-relaxation-time lattice Boltzmann method for turbulent flows[J]. Computers and Mathematics with Applications, 2015(69): 518-529.
- [13] Raymer D P. 现代飞机设计[M]. 钟定遒, 译. 北京: 国防工业出版社, 1992: 241.
Raymer D P. Modern aircraft design[M]. Zhong Dingqiu, Translation. Beijing: National Defense Industry Press, 1992: 241. (in Chinese)
- [14] 张德良. 计算流体力学教程[M]. 北京: 高等教育出版社, 2010: 217.
Zhang Deliang. Computational fluid mechanics course[M]. Beijing: Higher Education Press, 2010: 217. (in Chinese)
- [15] 童自力, 孙茂. 纵列式及横列式双旋翼流动的 N-S 方程模拟及气动特性的研究[J]. 航空学报, 1999, 20(6): 489-492.
Tong Zili, Sun Mao. Study on N-S equation simulation and aerodynamic characteristics of tandem and transverse double-rotor flow[J]. Journal of Aeronautics, 1999, 20(6): 489-492. (in Chinese)
- [16] 宋文瑞. 涵道风扇式微型飞行器气动布局设计与气动特性分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
Song Wenrui. Aerodynamic layout design and aerodynamic characteristics analysis of ducted fan-type micro-aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [17] Wagner N, Boland S. Powertrain design for hand-launchable long endurance unmanned aerial vehicles; AIAA-2011-6047[R]. [S.l.]: AIAA, 2011.

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。
- 谭 锟(1993—),男,硕士研究生。主要研究方向:宇航推进理论。

(编辑:丛艳娟)