

文章编号:1674-8190(2015)01-071-06

一种适用于中小型无人机的新型螺旋桨设计

谢辉,王力,张琳

(西安爱生技术集团公司 飞行设计研究室,西安 710065)

摘要: 目前,中小型活塞动力无人机所配备的螺旋桨主要是两叶定距螺旋桨,其桨叶布局特征主要体现桨尖和桨根较窄,桨叶中部较宽,但在实际使用中发现,此类螺旋桨匹配无人机后飞行性能表现不佳。针对低速中小型活塞动力无人机,设计一种矩形薄型直桨叶二叶螺旋桨方案。将该螺旋桨方案与其他七种方案进行风洞试验,分别对各方案在零风速和巡航速度下的性能特性进行系统研究。结果表明:与其他方案相比,采用矩形桨叶设计的螺旋桨在静推力、功率、效率、拉力系数、功率系数等关键性指标上均表现出优异特性,尤其是在同样功率输入下,具有最低转速的特性,因此该方案螺旋桨具有优良的装机匹配特性。

关键词: 无人机;螺旋桨;矩形桨叶;风洞试验

中图分类号: V279

文献标识码: A

A New Type of Propeller Design for the Medium/Small UAV

Xie Hui, Wang Li, Zhang Lin

(Department of Aircraft Design and Research, Xi'an ASN Technical Group Corporation, Ltd., Xi'an 710065, China)

Abstract: The two-blade fixed pitch propeller is mostly used in medium/small UAV with piston engine. The root and tip of this propeller are narrow, and the mid part is wider, but the performance of UAV using this propeller is not good in practice. Therefore, a new type of propeller with rectangular and thinner blade is designed for the low-speed UAV with piston engine. The aerodynamic characteristics of this propeller and other seven types of propellers designed for the same UAV platform with the same piston engine, are measured in the low-speed wind tunnel in zero velocity and in cruising velocity. According to the results, the type of propeller with rectangular and thinner blade is better than others in static thrust, power, efficiency, thrust coefficient, power coefficient, and especially its rotate speed is smallest in the same power imported. It can be concluded that this type of rectangular propeller is good and suitable for the medium/small UAV with piston engine.

Key words: UAV; propeller; rectangular blade; wind-tunnel test

0 引言

目前,已装备使用的无人机多数为起飞重量在500 kg量级以下的中小型低速无人机,最大飞行速度一般在120~180 km/h,升限在10 km以下,并且以使用活塞发动机为主^[1-2]。因此,螺旋桨成为装配活塞发动机的无人机平台的必要气动部件。

根据对现有中小型无人机所使用的螺旋桨数据统计分析来看,多数以固定桨距、两叶桨为主,桨径为0.5~1.3 m,桨叶布局主要呈现“柳叶”型,即桨根、桨尖部较窄,桨叶中部较宽。桨叶的前缘和后缘呈现出不同程度的弯曲。该种布局的定距螺旋桨设计思想是确保无人机在巡航平飞时,螺旋桨处于最佳效率工作状态,以获得最佳的长航时特性。然而,在起飞、爬升等阶段,推力系数和功率系数较低,螺旋桨产生的推力较小,使得无人机飞行性能较差,不利于提高无人机任务反应能力和战场生存能力^[3]。

收稿日期:2014-06-06; 修回日期:2014-07-15

通信作者:谢辉, xiehui3131@163.com

国内,马晓平等^[4]通过对无人机螺旋桨工程设计理论分析而提出的提高螺旋桨效率的工程方法,即协调桨叶尺寸与发动机转速的关系,可以提高效率5%~10%。杨旭东等^[5]和许建华等^[6]分别对螺旋桨加装桨尖小翼后的气动特性进行了数值研究,发现尽管桨尖小翼减弱了桨尖涡,但是螺旋桨整体效率提高并不理想,仅仅提高了1.82%。美国Johann Dorfling等^[7]通过求解欧拉-拉格朗日方程实现对中型运输机螺旋桨优化设计,重点分析了桨叶几何参数(例如桨叶宽度、翼型弯度等)对螺旋桨效率的影响,发现在飞机起飞和爬升阶段螺旋桨效率比巡航阶段的效率要低很多,为此提出了变扭矩的螺旋桨设计方案,在不同的飞行阶段设置不同的桨距以便能够发挥出最大效率,但其机构较为复杂,不利于在中小型无人机上使用。韩国Hyung I. Kwon等^[8]利用多级优化方法对一种小型电动无人机的弧形螺旋桨进行了优化设计,重点优化了螺旋桨的桨叶外形,但通过风洞试验表明,其效率仅提高5%。美国Jacob A. Baranski等^[9]对现有的27种小尺寸运动飞机二叶定距螺旋桨进行了风洞试验测试,发现采用干净薄翼(clean-sheet)设计的桨叶具有良好的适应性,在飞机起飞、爬升和巡航阶段均表现优良。

本文针对某型中小型低速无人机及无变速器的活塞发动机,采用矩形细长直桨薄翼桨叶布局方案设计一种新的二叶定距螺旋桨,并通过风洞试验方法,将该螺旋桨方案与其他七种螺旋桨进行对比。

1 试验模型

由于各方案螺旋桨桨径均在900 mm以内,本文直接采用螺旋桨实物作为风洞试验模型,比例为1:1,具体参数如图1所示,螺旋桨按照桨径大小由左至右编号分别为L₁~L₈。L₁和L₂的螺旋桨均为现有无人机配套使用的螺旋桨,桨径均为900 mm;L₃~L₅为A单位设计的螺旋桨方案,桨径为860 mm;L₆为本文所设计的螺旋桨,桨径为840 mm;L₇~L₈为B单位设计的螺旋桨方案,桨径为840 mm。其中,L₁、L₂和L₆螺旋桨桨叶所使用翼型相同,各剖面相对站位也相同,L₃~L₅螺旋桨桨叶所使用翼型相同,L₇~L₈螺旋桨桨叶所

使用翼型相同。在桨叶形式上,L₆螺旋桨采用矩形设计方案,其余螺旋桨为不同程度的“柳叶”型。在制作工艺上,所有参试螺旋桨均采用桦木层压板材料,以UG三维数模为基础,经过数控洗削加工而成,表面贴玻璃布并喷漆,光滑度良好^[10-11]。

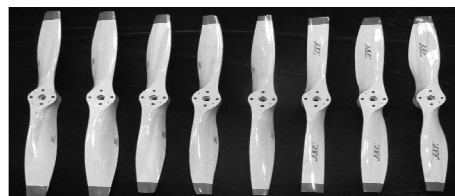


图1 参试螺旋桨

Fig. 1 Propellers in wind tunnel test

在进行风洞试验之前,上述所有参试螺旋桨均在地面发动机测试台进行大马力状态下转速测试试验,测试中所使用的发动机功率为55 Hp,试验结果如表1所示。

表1 参试螺旋桨参数表

Table 1 Parameters of propellers in wind tunnel test

模型编号	转速/rpm	桨径/mm
L ₁	5 100	900
L ₂	4 980	900
L ₃	5 580	860
L ₄	5 650	860
L ₅	5 670	860
L ₆	4 850	840
L ₇	5 470	840
L ₈	5 770	840

2 试验设备

利用某NF-3风洞进行螺旋桨性能对比试验。该风洞为低速直流式风洞,其三元试验段截面为扁八角形,主要参数如表2所示^[12]。

表2 NF-3低速风洞三元试验段指标参数表

Table 2 Parameters of 3D test section in NF-3 low-speed wind tunnel

名称	参数
试验段截面尺寸/m×m	3.5×2.5
试验段长度/m	12
试验段有效截面积/m ²	7.685
空风洞最大风速/(m·s ⁻¹)	90
试验段平均湍流度/%	0.078

在本次螺旋桨风洞试验中,使用了 TP0904 六分量天平,驱动电机采用 100 kW 中频电动机,电机直径为 220 mm,长度为 450 mm。电机和天平内置在椭圆形整流罩中,整流罩直径小于 300 mm (如图 2 所示)。螺旋桨、电机和整流罩共置于支架之上,试验过程中通过调节电流来改变螺旋桨转速。试验过程中,所采用的整流罩与支架对螺旋桨性能影响误差均控制在工程要求范围内^[13]。

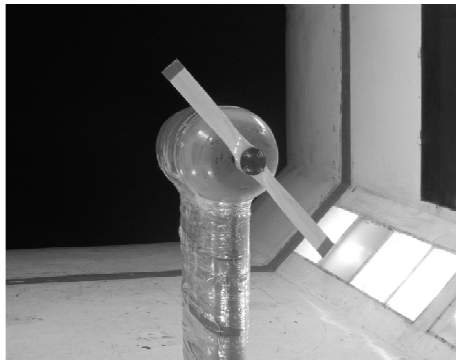


图 2 螺旋桨风洞试验图

Fig. 2 Propeller in the wind tunnel test

3 试验参数

根据中小型无人机使用情况的特点,本文将试验内容分成两部分:零风速试验和巡航风速试验。

在零风速试验中,风速 $v=0$ m/s,电机转速由 4 000 rpm 增加至 5 500 rpm。

在巡航风速试验中,风速 $v=60$ m/s,电机转速由 4 000 rpm 增加至 6 300 rpm。

在各次试验中,分别测量参试螺旋桨的性能参数,参数包括推力(T/N)、功率(P/W)、螺旋桨效率(η)、拉力系数(C_T)、功率系数(C_P)。

4 结果分析

4.1 地面零风速状态性能分析

地面零风速下的试验主要测量静推力、吸收功率和转速的变化关系,结果如图 3~图 4 所示。由于采用同一翼型组进行桨叶设计, L_1 、 L_2 和 L_6 三种螺旋桨在零风速状态下,静推力和功率变化趋势较为接近,并且相比于其他五种方案螺旋桨,在同一转速下,此三种螺旋桨静推力和功率都较高,其

中, L_1 桨略低, L_2 桨略高, L_6 桨居中。 L_1 和 L_2 螺旋桨均为 900 mm 的桨径,而 L_6 螺旋桨为 840 mm 桨径,表明采用矩形直桨设计形式的 L_6 螺旋桨相比于原 L_1 和 L_2 螺旋桨,其静推力和吸收功率均表现更为优异。 $L_3 \sim L_5$ 方案螺旋桨与 $L_7 \sim L_8$ 方案螺旋桨的静推力和吸收功率表现较为接近,虽然 $L_3 \sim L_5$ 方案比 $L_7 \sim L_8$ 方案桨径大 20 mm,但测试结果显示 $L_7 \sim L_8$ 螺旋桨比 $L_3 \sim L_5$ 方案在静推力和吸收功率两项指标上整体略优,表明 $L_3 \sim L_5$ 螺旋桨所使用的翼型性能与 $L_7 \sim L_8$ 方案相比较差。

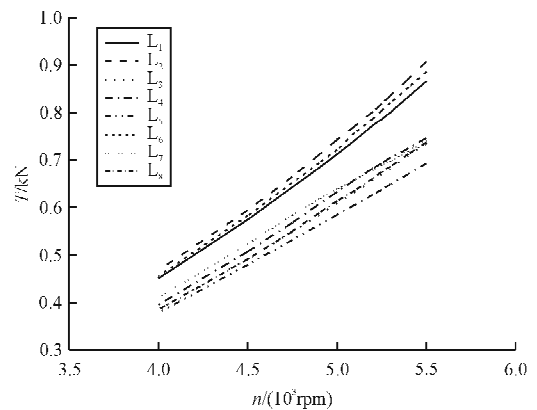


图 3 地面零风速状态各方案螺旋桨 $T-n$ 曲线

Fig. 3 Curves of $T-n$ in 0 m/s

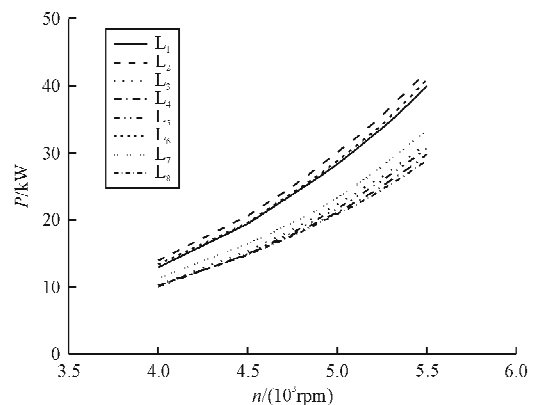
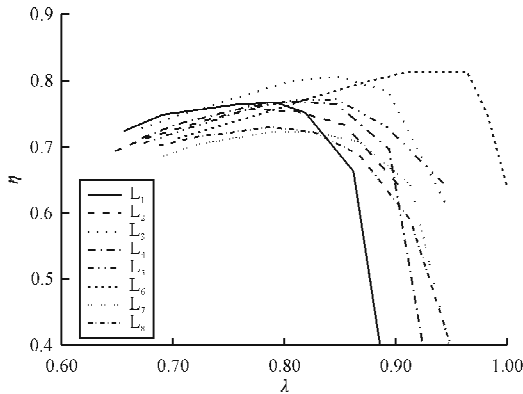
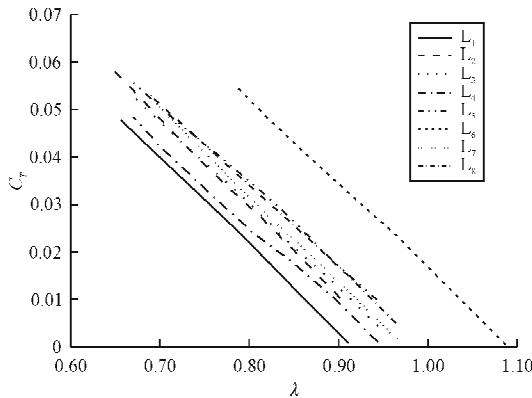
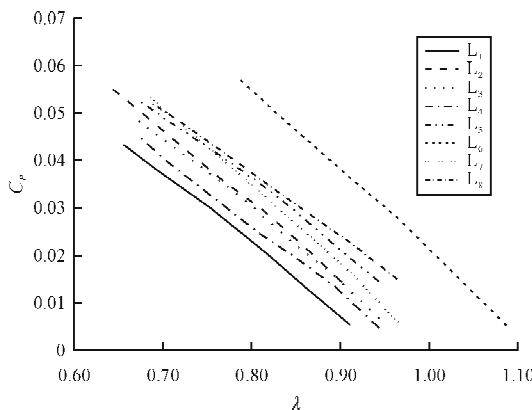


图 4 地面零风速状态各方案螺旋桨 $P-n$ 曲线

Fig. 4 Curves of $P-n$ in 0 m/s

4.2 巡航速度下性能分析

巡航速度下的试验主要测量效率、拉力系数、功率系数与前进比的变化关系,结果如图 5~图 7 所示。

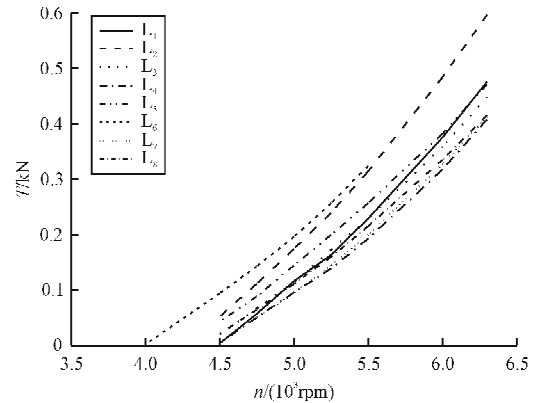
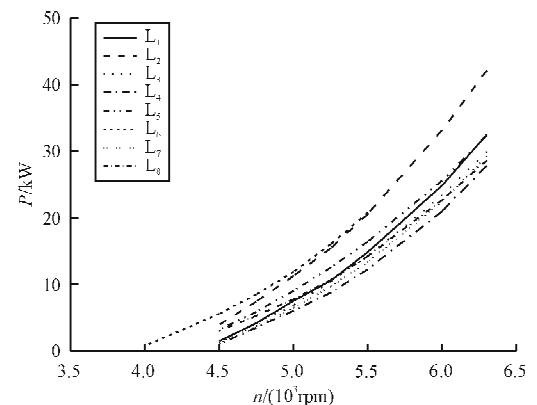
图5 巡航速度下各方案螺旋桨 η - λ 曲线Fig. 5 Curves of η - λ in cruising speed图6 巡航速度下各方案螺旋桨 C_T - λ 曲线Fig. 6 Curves of C_T - λ in cruising speed图7 巡航速度下各方案螺旋桨 C_P - λ 曲线Fig. 7 Curves of C_P - λ in cruising speed

从图5可以看出: L_6 螺旋桨效率峰值最高, 保持在0.7以上效率值的前进比范围是所有方案中最大的, 具体而言, 前进比在0.68~0.99的范围内, 此方案螺旋桨一直表现出高于0.7的效率值,

这将有利于提高无人机特别是长航时无人机巡航特性^[14]。需要指出的是: L_6 方案螺旋桨采用的翼型数据不但与 L_1 和 L_2 方案完全一致, 连各剖面相对位置也是完全一致的; 所不同的仅仅在桨叶布局上, 即通过调整70%以上桨径剖面宽度, 将桨叶由原来的“柳叶”型变换成矩形。风洞试验结果表明, 这种设计变化能够获得更好的螺旋桨效率特性。

从图6~图7可以看出: L_6 方案的拉力系数和功率系数均为最高值, 表现出优良的品质; $L_3 \sim L_5$ 方案的拉力系数和功率系数介于 L_1 和 L_2 方案之间; L_7 和 L_8 方案的拉力系数和功率系数高于 L_1 和 L_2 方案, 但仍低于 L_6 方案。因此, 对于同样的发动机而言, 在此八种方案中, L_6 方案具有更佳的推力特性和功率吸收特性。对于今后电喷、涡轮增压等新技术注入, 无人机发动机功率将会大幅增加, L_6 方案更佳适合匹配此类发动机^[15]。

为了进一步分析各方案特性, 绘制有量纲的 T - n 和 P - n 曲线, 如图8~图9所示。

图8 巡航速度下各方案螺旋桨 T - n 曲线Fig. 8 Curves of T - n in cruising speed图9 巡航速度下各方案螺旋桨 P - n 曲线Fig. 9 Curves of P - n in cruising speed

从图 8~图 9 可以看出:在同一转速之下, L_6 方案所吸收的发动机功率和产生的推力高于其他方案。例如,在匹配 20 000 W(即 27.2 Hp)的发动机时,在当前速度下,螺旋桨转速和产生的推力如表 3 所示。

表 3 各方案螺旋桨推力比较

Table 3 Comparison of thrust of the propellers

编号	转速/rpm	推力/N	桨径/mm	桨尖 Ma
L_1	5 750	300	900	0.797
L_2	5 460	300	900	0.757
L_3	5 815	310	860	0.770
L_4	5 950	305	860	0.788
L_5	5 700	308	860	0.755
L_6	5 460	312	840	0.706
L_7	5 870	292	840	0.759
L_8	5 850	300	840	0.757

从表 3 可以看出:各方案产生的推力较为一致,均在 300 N 左右,但是转速值表现出较大差异, L_2 和 L_6 螺旋桨转速最低,为 5 460 rpm,其余方案均在 5 700 rpm 以上;在桨尖 Ma 方面, L_6 方案的桨尖 Ma 最低,只有 0.706,小于 0.75 这一无人机螺旋桨工程设计要求的临界值^[4],其余方案桨尖 Ma 均超过 0.75。因此, L_6 这种采用矩形桨叶布局设计的螺旋桨与其他方案相比,在尺寸、桨尖 Ma 、转速三个指标上均体现出优势特性。

5 结 论

针对中小型活塞动力无人机技术特点提出了一种矩形细长薄翼两叶布局螺旋桨方案。通过和两种正在使用的螺旋桨以及其他五种新设计两叶定距螺旋桨进行风洞对比试验表明,本文所设计的新型螺旋桨方案不但桨径最短,而且在效率、功率系数、拉力系数、静推力等关键性指标上均表现出优异特性,具体如下:

(1) 同等性能条件下此方案螺旋桨具有较小的桨径,不仅能够有效避免中小型无人机在降落过程中的触地损坏,还可以避免在火箭助推发射过程中火箭尾焰对桨叶的烧蚀损坏。

(2) 在同样功率输入条件下,此方案螺旋桨在产生同等推力时仍表现出较低的转速特性,有利于降低桨尖 Ma ,从而降低螺旋桨气动噪音,提高无

人机的声学隐身特性。

(3) 在同样前进比下具有较高的功率系数和推力系数,有利于扩大无人机的右包线,提高无人机的最大巡航速度和巡航高度。

(4) 在较高的前进比下,此方案螺旋桨具有较高的效率,有利于提高燃油效率和无人机飞发匹配特性,延长续航时间。

本文受时间限制,未对此布局螺旋桨高效性能流动机理进行有效研究,因此,后续工作将围绕此螺旋桨旋转状态下的流场变化进行计算研究,根据计算结果对此方案继续做深入地优化设计。

参 考 文 献

- [1] 《世界无人机大全》编写组. 世界无人机大全[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
Writing Group of UAV Encyclopedia in World. UAV encyclopedia in world[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [2] Kenneth Munson. Jane's unmanned aerial vehicles and targets[M]. London: Jane's Information Group, 2009.
- [3] U. S. Department of Defense. Unmanned systems roadmap 2007-2032[M]. Washington DC: Department of Defense, 2007.
- [4] 马晓平, 宋笔锋. 提高小型无人机螺旋桨效率的工程方法[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(2): 209-212.
Ma Xiaoping, Song Bifeng. Practical measures for raising propeller efficiency of low speed mini UAV[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(2): 209-212. (in Chinese)
- [5] 杨旭东, 许成杰, 朱敏. 临近空间螺旋桨桨梢小翼构型气动设计及其增效机理研究[C]//2011-中国力学大会 2011 暨钱学森诞辰 100 周年纪念大会论文集. 哈尔滨: 中国力学学会, 2011.
Yang Xudong, Xu Chengjie, Zhu Min. A study of aerodynamic configuration and synergistic mechanism of propeller for near space[C]//2011-China Mechanics 100 Anniversary of Tsien Hsueshen's Birthday and 2011 Conference Proceedings. Harbin: China Mechanical Institute, 2011. (in Chinese)
- [6] 许建华, 宋文萍, 杨旭东. 提高螺旋桨桨效率的桨尖小翼气动设计研究[C]//2011-中国力学大会 2011 暨钱学森诞辰 100 周年纪念大会论文集. 哈尔滨: 中国力学学会, 2011.
Xu Jianhua, Song Wenping, Yang Xudong. Aerodynamic design of propeller on improving the efficiency of propeller [C]// 2011-China Mechanics 100 Anniversary of Tsien Hsueshen's Birthday and 2011 Conference Proceedings. Harbin: China Mechanical Institute, 2011. (in Chinese)
- [7] Johann Dorfling, Kamran Rokhsaz. Constrained and unconstrained propeller blade optimization [C]. AIAA-2014-

- 0563, 2014.
- [8] Hyung I Kwon, Seulgi Yi, Taehee Kim, et al. Aerodynamic design of EAV propeller using a multi-level optimization method[C]. AIAA-2013-2523, 2013.
- [9] Jacob A Baranski, Mark H Fernelius, John L Hoke. Characterization of propeller performance and engine mission matching for small remotely piloted aircraft[C]. AIAA-2011-6058, 2011.
- [10] 纪小辉, 王伟, 陈彤. 双叶等距木质螺旋桨的三维建模与数控加工[J]. 现代制造工程, 2009(7): 30-36.
Ji Xiaohui, Wang Wei, Chen Tong. Modeling and NC machining of two-blade equidistant wood propeller[J]. Modern Manufacturing Engineering, 2009(7): 30-36. (in Chinese)
- [11] 陈艳锋, 吴新跃. 螺旋桨桨叶计算机实体造型方法研究[J]. 海军工程大学学报, 2005, 17(4): 104-107.
Chen Yanfeng, Wu Xinyue. On way of 3D solid modeling of propeller leaf[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2005, 17(4): 104-107. (in Chinese)
- [12] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
Fan Jiechuan. Wind tunnel test manual[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [13] 欧阳绍修, 张晖, 张锡金, 等. 螺旋桨动力模拟试验直接影响校准与扣除[J]. 实验流体力学, 2006, 20(3): 77-80.
Ouyang Shaoxiu, Zhang Hui, Zhang Xijin, et al. The adjust and deduct methods for the effects due to propeller power[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(3): 77-80. (in Chinese)
- [14] 刘艳华, 孙颖, 孙智孝. 活塞发动机与无人性能匹配分析[J]. 飞机设计, 2007, 27(4): 10-12, 30.
Liu Yanhua, Sun Ying, Sun Zhixiao. Performance matching of piston engine to unmanned aerial vehicle[J]. Aircraft Design, 2007, 27(4): 10-12, 30. (in Chinese)
- [15] 唐梓杰, 丁水汀, 杜发荣, 等. 航空二冲程活塞发动机与定距螺旋桨的匹配研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 379-383.
Tang Zijie, Ding Shuiting, Du Farong, et al. Method for match of two-stroke piston engine and set propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 379-383. (in Chinese)

作者简介:

谢 辉(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体气动设计、无人机螺旋桨设计。

王 力(1983—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器设计。

张 琳(1984—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体气动设计。

(编辑:赵毓梅)