

文章编号:1674-8190(2020)01-103-06

共轴式直升机桨毂阻力特性与减阻试验

龙海斌, 吴裕平

(中国直升机设计研究所 总体气动研究室, 景德镇 333001)

摘要: 共轴式直升机桨毂阻力占全机废阻的 50% 以上, 因此有必要对桨毂阻力特性和减阻设计进行研究。通过对某共轴式直升机桨毂模型、减阻方案及减阻方案加装涡流发生器进行风洞试验, 研究轴式直升机桨毂的阻力特性, 验证减阻方案及减阻方案加装涡流发生器的减阻效果。结果表明: 桨毂支臂方位角、转速和攻角变化对桨毂及其减阻方案的阻力影响很小; 上下桨毂整流罩与中间轴整流罩之间的缝隙对阻力影响比较大; 减阻方案可以降低约 33% 的桨毂阻力, 而加装涡流发生器的减阻效果并不明显。

关键词: 共轴式直升机; 桨毂; 阻力; 减阻; 涡流发生器; 风洞试验

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.01.013

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Drag Characteristics and Reduction Test for Hub of Coaxial-rotor Helicopter

LONG Haibin, WU Yuping

(General Configuration and Aerodynamic Design Department, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: The drag of coaxial helicopter hub accounts is more than 50% of the total helicopter's waste drag, so it is necessary to research the drag characteristics and reduction design of the hub. Wind tunnel test is carried out for a coaxial helicopter hub model, drag reduction scheme and drag reduction scheme with vortex generator. The drag characteristics of coaxial helicopter hub is researched. The drag reduction effect of the drag reduction scheme and drag reduction scheme with vortex generator are verified. The results show that the azimuth, rotation speed and attack angle have little influence on the drag of hub and its drag reduction scheme, the gap between the upper and lower hub fairings and the shaft fairing has a relatively large impact on drag, the drag reduction scheme can reduce the drag by about 33%, and the drag effect of the vortex generator is not obvious.

Key words: coaxial helicopter; hub; drag; drag reduction; vortex generator; wind tunnel test

0 引言

直升机桨毂由于表面有比较多的拉杆等零件, 而且处于旋翼与机身的复杂流场之中, 因此直升机桨毂阻力占全机废阻的比例比较大, 而共轴式直升机旋翼桨毂阻力通常占到全机废阻的 50% 以上,

研究其阻力特性和减阻设计更为迫切。随着共轴刚性旋翼高速直升机的发展^[1], 桨毂阻力特性和减阻设计研究成为直升机研制中的一项重要工作。风洞试验技术在飞行器研制中得到了广泛应用^[2], 因此风洞试验是获得桨毂阻力的重要方法。美国西科斯基公司在进行 XH-59 高速直升机研制时就

收稿日期: 2019-01-22; 修回日期: 2019-02-25

通信作者: 龙海斌, lhb20012@126.com

引用格式: 龙海斌, 吴裕平. 共轴式直升机桨毂阻力特性与减阻试验[J]. 航空工程进展, 2020, 11(1): 103-108, 131.

LONG Haibin, WU Yuping. Drag characteristics and reduction test for hub of coaxial-rotor helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(1): 103-108, 131. (in Chinese)

进行了桨毂减阻设计和风洞试验,结果表明:加装上下桨毂整流罩和中间轴整流罩最多可以降低 21% 的阻力^[3]。在之后研制 X-2、S-97 和 SB>1 等高速直升机过程中都进行了桨毂减阻研究。在 X-2 研制过程中对多种桨毂减阻方案、中间轴整流罩加装端板、加装涡流发生器和在中间轴整流罩靠近尾部位置进行喷气等进行了研究^[4]。在 S-97 机身风洞试验过程中对三种上下桨毂整流罩方案和四种中间轴整流罩进行了组合吹风,并研究了旋转和桨毂支臂对桨毂减阻方案阻力的影响^[5]。在 SB>1 直升机机身风洞试验中设计了单独桨毂减阻方案和带桨叶的桨毂减阻方案^[6]。国内也对共轴式直升机桨毂减阻进行了一些研究;何龙等^[7]对六种共轴刚性旋翼桨毂模型进行了风洞试验,研究了旋转速度、缝隙和外形参数对桨毂阻力的影响,结果表明:缝隙对桨毂阻力有比较大的影响;唐敏等^[8]对四种共轴双旋翼桨毂模型进行了风洞试验,结果表明:与圆柱形中间轴方案相比,加装中间轴整流罩可以使桨毂阻力降低 37%。除风洞试验方法之外,国内外也采用 CFD 方法对共轴式直升机桨毂阻力特性和减阻方案进行了研究;龙海斌等^[9]对某共轴式直升机桨毂阻力特性进行了计算;B. E. Wake 等^[10]采用结构化网格对两种共轴双旋翼桨毂模型进行了阻力特性计算,并设计了两种在中间轴整流罩靠近后缘位置加装涡发生器的方案;S. S. Ochs 等^[11]应用不同的计算软件对两种共轴双旋翼桨毂模型进行了阻力计算,并与风洞试验结果进行了对比分析;曾伟等^[12]、龙海斌等^[13]采用 CFD 方法分别对不同的共轴式桨毂减阻方案的阻力进行了计算。

以上研究主要是在型号研制早期或在初步假定桨毂尺寸的基础上完成,研究成果在直升机型号生产制造中的应用较少。本文针对某定型直升机共轴双桨毂,通过风洞试验研究共轴双桨毂的阻力特性,包括桨毂支臂方位角、旋转速度和攻角等对桨毂阻力的影响;对该桨毂减阻方案和在减阻方案上加装涡流发生器进行风洞试验,并在试验过程中进行封堵整流罩之间的缝隙试验,研究缝隙对减阻方案阻力的影响,以及减阻方案和在减阻方案上加装涡流发生器的减阻效果。

1 试验设备与模型

1.1 风洞简介

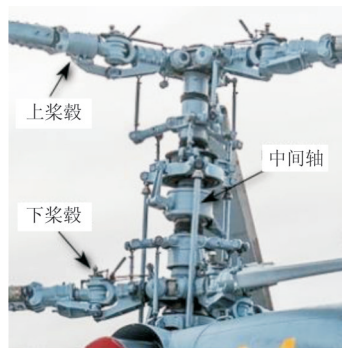
共轴式直升机桨毂阻力特性与减阻方案风洞试验在某研究所 $\Phi 3.2$ m 风洞开口试验段中进行。该风洞是一座开/闭口两用的回流式风洞,试验段截面为圆形,直径为 3.2 m,开口试验段最低风速 11.5 m/s,最高风速可达 115 m/s。

1.2 试验设备

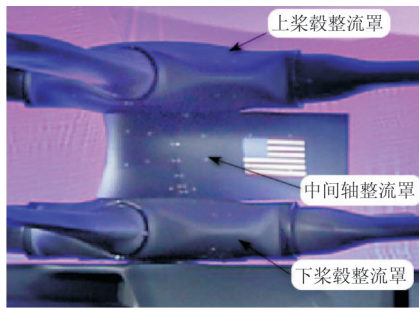
风洞试验在 $\Phi 1$ m 共轴双旋翼桨毂试验台上进行。试验台由台架系统、动力系统、传动系统、测量系统、数据采集处理系统、振动监视系统组成,可完成 1 m 直径量级共轴双旋翼桨毂模型的风洞试验。在风洞试验过程中桨毂模型的六力素由一台外置盒式天平测量。

1.3 试验模型

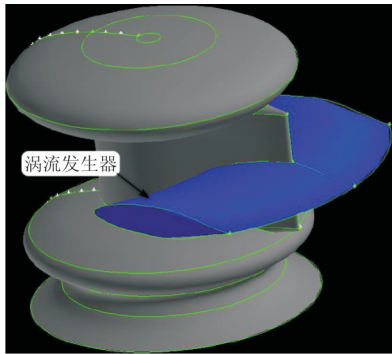
某共轴式直升机桨毂模型的主要材料为钢和铝合金,模型缩比为 1:2。模型主要由上桨毂、下桨毂、内转轴和外转轴等部分组成。减阻方案试验模型主要由上整流罩、下整流罩、中间段整流罩、内转轴、外转轴和支撑轴等部分组成。在试验过程中可以实现上下桨毂和整流罩同时正反旋转,而中间轴整流罩固定。由于需要实现上下桨毂整流罩正反旋转,因此在上下桨毂整流罩和中间轴整流罩之间留了一定的缝隙。为了研究缝隙对阻力的影响,在风洞试验过程中进行了封堵缝隙阻力测量试验。在中间段整流罩靠近后缘位置加装了一个可拆卸的涡流发生器,涡流发生器的截面采用某对称翼型。在试验过程中分析涡流发生器对整流罩减阻效果的影响。某共轴式桨毂模型、减阻方案以及在减阻方案上加装涡流发生器的原理示意图如图 1 所示。



(a) 桨毂原型



(b) 减阻方案



(c) 加装涡流发生器

图 1 风洞试验模型原理图

Fig.1 Wind tunnel test model

1.4 试验状态

为了研究桨毂支臂方位角、攻角和旋转速度等对桨毂和减阻方案阻力的影响,风洞试验中进行变方位角、变攻角和变转速等阻力测量。减阻方案中还进行封堵缝隙试验。主要的试验状态如表 1 所示,其中试验风速为 20、40、60、70 和 80 m/s。

表 1 风洞试验状态

Table 1 Status of wind tunnel test

试验状态	试验内容
变方位角试验	方位角 I ~ IV
变攻角试验	-4°、0°、4°攻角
变转速试验	200 rpm 和 300 rpm
各部件阻力测量	上桨毂(整流罩)、下桨毂(整流罩)、中间轴整流罩

2 试验结果分析

2.1 桨毂阻力特性

共轴式直升机桨毂阻力特性试验结果如图 2~图 5 所示。

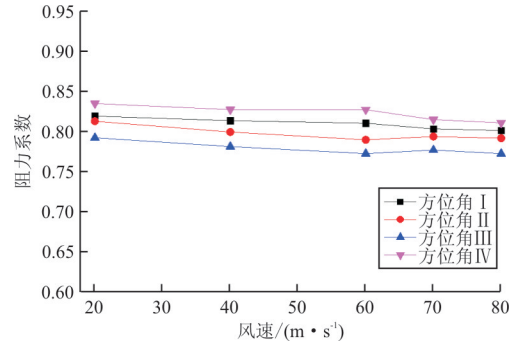


图 2 方位角变化时桨毂阻力系数图

Fig. 2 Hub drag coefficient with different azimuths

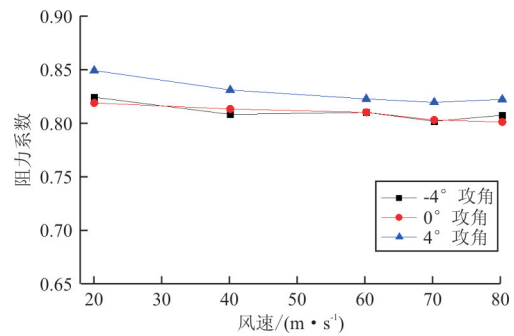


图 3 攻角变化时桨毂阻力系数图

Fig. 3 Hub drag coefficient with different angles of attack

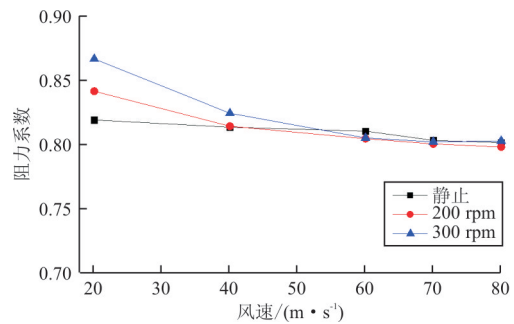


图 4 旋转速度变化时桨毂阻力系数图

Fig. 4 Hub drag coefficient with different rotate speeds

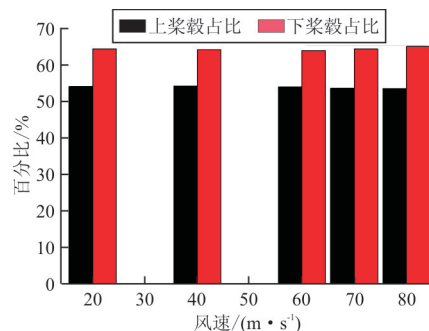


图 5 桨毂各部件阻力系数占比图

Fig. 5 Drag coefficient ratio of each component of the hub

从图 2 可以看出:上下桨毂支臂变化时桨毂阻力系数相差约为 5%,说明上下桨毂支臂方位角变化对桨毂阻力影响比较小。这是由于试验模型的桨毂为三支臂,方位角变化时迎风面积变化比较小。

从图 3 可以看出:攻角在 -4° 至 4° 范围内变化时,桨毂阻力系数变化比较小。

从图 4 可以看出:在 0° 攻角时随着旋转速度的不断增大,桨毂阻力系数随风速的波动越来越大。这是因为旋转速度增大之后,桨毂周围的气流受桨毂旋转的扰动越来越大,流动分离也比较严重。

从图 5 可以看出:由于下桨毂部分的迎风面积比较大,因此下桨毂部分的气动阻力也比较大。由于上下桨毂单独吹风时有一部分轴在风洞中,因此上下桨毂阻力之和大于桨毂总阻力。

2.2 减阻方案阻力特性

共轴式直升机桨毂减阻方案阻力系数随方位角变化情况如图 6 所示,可以看出:桨毂支臂方位角变化时,减阻方案的阻力变化在 5% 左右。这是由于加装整流罩之后,桨毂支臂的迎风面积比较小,因此方位角变化对减阻方案的阻力影响比较小。

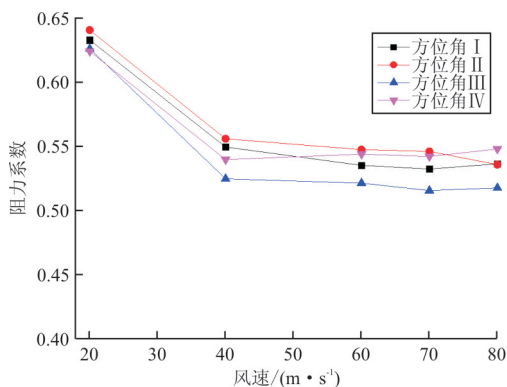


图 6 方位角变化时减阻方案阻力系数图

Fig. 6 Drag coefficient of drag reduction scheme with different azimuths

在 0° 攻角时,上下桨毂整流罩旋转速度变化对减阻方案的阻力系数影响如图 7 所示,可以看出:随着上下桨毂整流罩旋转速度的增大,减阻方案的阻力略有增大,变化趋势与桨毂阻力变化趋势一致。

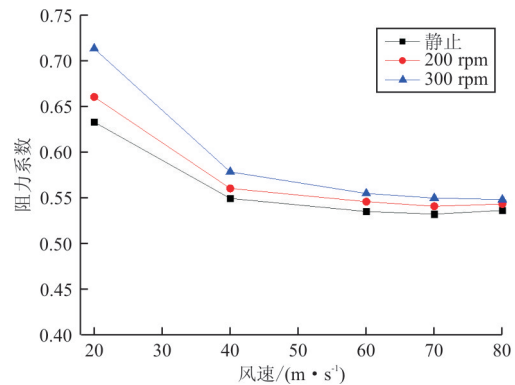


图 7 旋转速度变化时减阻方案阻力系数图

Fig. 7 Drag coefficient of drag reduction scheme with different rotate speeds

攻角变化对减阻方案阻力的影响如图 8 所示,可以看出:由于试验时攻角变化范围比较小,减阻方案的阻力系数变化也比较小。减阻方案的减阻百分比如图 9 所示。

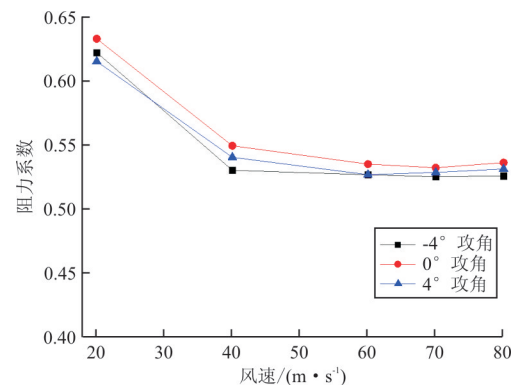


图 8 攻角变化时减阻方案阻力系数图

Fig. 8 Drag coefficient of drag reduction scheme with different angles of attack

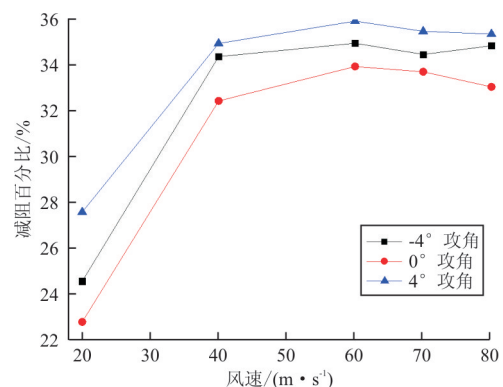


图 9 减阻方案减阻百分比图

Fig. 9 Reduction percentage of drag reduction scheme

从图 9 可以看出:在风速超过 40 m/s 之后,减

阻方案的减阻百分比在 33%左右,说明加装整流罩之后降低约 1/3 的阻力。

上下桨毂整流罩与中间轴整流罩之间的缝隙对阻力有比较大的影响,因此在风洞试验过程中将上下桨毂整流罩与中间整流罩之间的两条缝隙进行了封堵。封堵前后的减阻方案阻力系数变化如图 10 所示,封堵缝隙之后的阻力降低百分比如图 11 所示,可以看出:风速超过 40m/s 之后,封堵缝隙可使减阻方案阻力再降低 10%~18%,说明缝隙对减阻方案的阻力影响比较大,因此在进行减阻设计时应尽量减小各部件之间的缝隙。

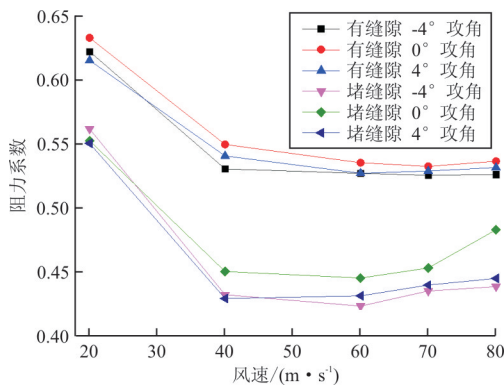


图 10 封堵缝隙前后时减阻方案阻力系数图
Fig. 10 Drag coefficient of drag reduction scheme with different gaps

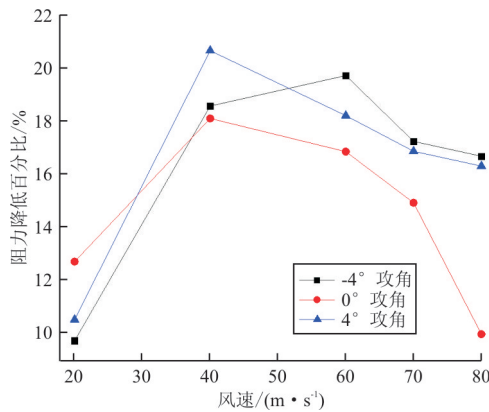


图 11 堵缝隙之后减阻方案阻力降低百分比如图
Fig. 11 Reduction percentage of drag reduction scheme with different gaps

2.3 加装涡流发生器

涡流发生器的工作原理是在迎面气流中产生比较强的桨尖涡,这种桨尖涡的能量比较高。高能

量的桨尖涡与下游低能量的边界层流动混合之后,将自身的能量传递给边界层,这样原本处于逆压梯度中的边界层就可以继续贴附在物体表面流动,因此减小了气流分离,降低了压差阻力。中间轴整流罩加装涡流发生器之后的阻力系数变化与减阻百分比如图 12~图 13 所示,可以看出:加装涡流发生器对中间轴整流罩并没有明显的减阻效果。而且由于加装涡流发生器导致迎风面积和浸润面积的增大,部分状态下中间轴整流罩的阻力还略微增大。说明中间轴整流罩的尾流区域的流动分离并不严重;涡流发生器产生的高能涡对上下桨毂整流罩周围的流动产生干扰,从而达到减阻的目标。

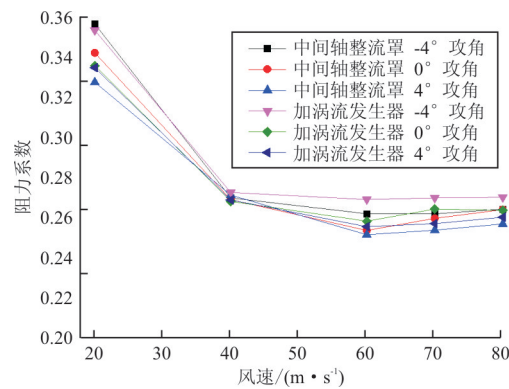


图 12 加装涡发生器前后中间轴整流罩阻力系数图
Fig. 12 Drag coefficient of shaft fairing without VGs

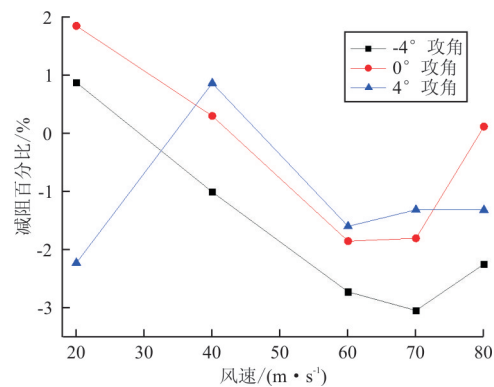


图 13 加装涡发生器之后中间轴整流罩阻力降低百分比如图
Fig. 13 Reduction percentage of shaft with or fairing with VGs

整个减阻方案加装涡流发生器前后的阻力系数变化情况和相对于减阻方案的减阻百分比如图 14~图 15 所示。

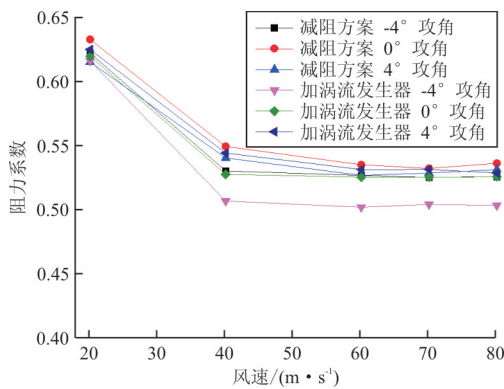


图 14 加装涡流发生器前后减阻方案阻力系数图
Fig. 14 Drag coefficient of drag reduction scheme with or without VGs

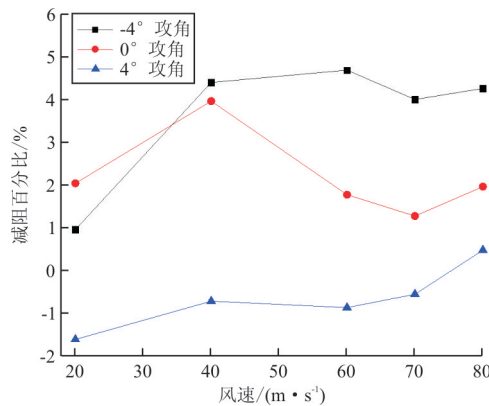


图 15 加装涡流发生器之后减阻方案阻力降低百分比图
Fig. 15 Reduction percentage of drag reduction scheme with VGs

从图 14~图 15 可以看出:总体上看加装涡流发生器对桨毂减阻方案的进一步减阻效果不是特别明显,同时随着攻角的变化,减阻百分比的变化比较明显,其中 -4° 攻角时减阻效果最好,而在 -4° 攻角时涡流发生器产生的高能量桨尖涡主要掺入下桨毂整流罩的尾流之中,说明下桨毂整流罩的尾流区域流动分离比较大,需要进一步进行减阻设计。

3 结 论

(1) 桨毂支臂方位角、攻角和旋转速度对共轴式直升机桨毂和减阻方案的阻力影响比较小。在雷诺数达到一定数值之后,来流风速变化对桨毂和减阻方案阻力几乎没有影响。

(2) 上下桨毂整流罩和中间轴整流罩之间的

缝隙对桨毂减阻方案的阻力影响比较大。由于目前还未考虑桨毂支臂与整流罩之间的缝隙,因此在共轴式桨毂减阻设计需要重点考虑缝隙的影响。

(3) 在中间轴整流罩靠近尾缘位置加装翼型截面的涡流发生器对桨毂减阻方案的进一步减阻并没有明显的效果。

参考文献

- [1] 吴希明. 高速直升机发展现状、趋势与对策[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(2): 173-179.
WU Ximing. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 173-179. (in Chinese)
- [2] 赵晓霞, 刘毅. 四发螺旋桨滑流对某运输机气动特性的影响研究[J]. 航空工程进展, 2017, 8(3): 256-261.
ZHAO Xiaoxia, LIU Yi. The research of the aerodynamic characteristics of a transport aircraft with slipstream effect of four turbo-propeller engines[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2017, 8(3): 256-261. (in Chinese)
- [3] FELKER F F. An experimental investigation of hub drag on the XH-59A; AIAA-85-4065 [R]. [S. l.]: AIAA, 1985.
- [4] BOWLES P O, THOMAS M, GEIGER D, et al. Experimental investigation of passive and active flow control for X2 technology hub and fuselage drag reduction[C]// Proceedings of American Helicopter Society 72th Annual Forum. West Palm Beach, FL: United Technologies Research Center, 2016: 201.
- [5] LORBER P F, O'NEILL J J, MATALANIS C, et al. Overview of S-97 RAIDER scale model tests[C]// Proceedings of American Helicopter Society 72th Annual Forum. West Palm Beach, FL: United Technologies Research Center, 2016: 143.
- [6] LORBER P, BOWLES P, FOX E, et al. Wind tunnel testing for the SB>1 DEFIANT joint multi-role technology demonstrator[C]// Proceedings of American Helicopter Society 73th Annual Forum. Texas, USA: United Technologies Research Center, 2017: 1-6.
- [7] 何龙, 王畅, 唐敏, 等. 共轴刚性旋翼直升机桨毂阻力特性试验[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(4): 530-535.
HE Long, WANG Chang, TANG Min, et al. Drag characteristic test for hub of coaxial-rigid-rotor helicopter [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016, 48(4): 530-535. (in Chinese)
- [8] 唐敏, 黄明其, 杨永东, 等. 共轴双旋翼桨毂阻力特性试验研究[C]//第三十四届全国直升机年会. 深圳: 中国直升机协会, 2018: 1-8.
TANG Min, HUANG Mingqi, YANG Yongdong, et al.

(下转第 131 页)

- on dynamic simulation model[J]. *Electronic Measurement Technology*, 2016, 39(11): 178-182. (in Chinese)
- [8] 张丹涛, 张随良, 杨东红. 基于系统需求数据库的 BIT 自动测试技术[J]. *系统仿真学报*, 2015, 22(1): 220-223. ZHANG Dantao, ZHANG Suiliang, YANG Donghong. Automatic BIT test technique of system requirement database[J]. *Journal of System Simulation*, 2015, 22(1): 220-223. (in Chinese)
- [9] TONG J, CAI Y W. Modeling of new generation aerospace automatic test system architecture[C]// *Proceeding of 9th International Symposium on Test and Measurement*. Seattle: IEEE, 2011: 1-7.
- [10] CHEIJ D. Using interchangeable virtual instrument (IVI) drivers to increase test system performance[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2001, 16(7): 1-8.
- [11] COURTOIS M, POUILLY J. Integrated diagnostic for New French Fighter[C]// *The 2001 IEEE Systems Readiness Technology Conference*. Dayton: IEEE, 1992: 1-6.
- [12] 刘洋, 陈雪峰, 韩泉泉. 飞机飞行控制系统通用测试平台设计和实现[J]. *电子设计工程*, 2016, 24(24): 5-8. LIU Yang, CHEN Xuefeng, HAN Quanquan. Design and implementation of general test platform for aircraft flight control system[J]. *Electronic Design Engineering*, 2016, 24(24): 5-8. (in Chinese)
- [13] 梁祥, 封吉平, 安学军. 基于 PXI 总线的高速数据采集模块设计[J]. *兵工自动化*, 2007, 6(1): 72-73. LIANG Xiang, FENG Jiping, AN Xuejun. Design of high speed data acquisition module based on PXI bus[J]. *Automatic Measurement and Control*, 2007, 6(1): 72-73. (in Chinese)
- [14] 许诚昕, 吴启满, 杨小雪. GPIB 接口控制器的研究[J]. *工业仪表与自动化装置*, 2007, 9(3): 34-37. XU Chengxin, WU Qiman, YANG Xiaoxue. A study of GPIB control method based on the INT4882[J]. *Industrial Instrumentation & Automation*, 2007, 9(3): 34-37. (in Chinese)
- [15] 王鼎博. 自动测试系统软件平台的设计与实现探析[J]. *信息与电脑*, 2014, 9(3): 61-62. WANG Dingbo. The design of software platform of automatic testing system[J]. *Information and Computer*, 2014, 9(3): 61-62. (in Chinese)
- [16] 黄晓晴, 梁晓芬, 郑永龙. 通用 ATS 软件开发平台研究与设计[J]. *自动化仪表*, 2013, 34(3): 55-58. HUANG Xiaoping, LIANG Xiaofen, ZHENG Yonglong. Research and design of universal ATS software developing platform[J]. *Process Automation Instrumentation*, 2013, 34(3): 55-58. (in Chinese)

作者简介:

韩建辉(1987—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞控电子设计。

张 芬(1986—),女,学士,工程师。主要研究方向:飞控电子设计。

杜永良(1979—),男,博士,研究员。主要研究方向:飞控电子设计。

(编辑:丛艳娟)

(上接第 108 页)

- An experimental investigation of coaxial rotors hub drag characteristics[C]// *The 34th China Helicopter Annual Forum*. Shenzhen: CHDS, 2018: 1-8. (in Chinese)
- [9] 龙海斌, 吴裕平. 共轴式直升机桨毂阻力特性计算研究[J]. *直升机技术*, 2018(3): 1-5. LONG Haibin, WU Yuping. Calculation and research on drag characteristics of coaxial helicopter hub[J]. *Helicopter Technique*, 2018(3): 1-5. (in Chinese)
- [10] WAKE B E, HAGEN E, OCHS S S, et al. Assessment of helicopter hub drag prediction with an unstructured flow solver[C]// *Proceedings of American Helicopter Society 65th Annual Forum*. Texas Grapevine, USA: United Technologies Research Center, 2009: 1-10.
- [11] OCHS S S, MATALANIS C G, WAKE B E. Evaluation of helios CFD tool set for faired rotor-hub drag prediction [C]// *Proceedings of American Helicopter Society 67th Annual Forum*. Virginia Beach, USA: United Technologies Research Center, 2011: 1-6.
- [12] 曾伟, 林永峰, 黄水林, 等. 共轴双旋翼桨毂减阻初步分析研究[J]. *直升机技术*, 2014(4): 14-18. ZENG Wei, LIN Yongfeng, HUANG Shuilin, et al. Preliminary analytical study on drag reduction of coaxial rotors [J]. *Helicopter Technique*, 2014(4): 14-18. (in Chinese)
- [13] 龙海斌, 吴裕平, 朱仁森. 共轴式双旋翼直升机桨毂减阻设计方法研究[J]. *直升机技术*, 2017(2): 22-26. LONG Haibin, WU Yuping, ZHU Renmiao. Study on drag reduction design method of coaxial twin rotor helicopter Hub [J]. *Helicopter Technique*, 2017(2): 22-26. (in Chinese)

作者简介:

龙海斌(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:直升机气动设计、试验和 CFD 流场计算等。

吴裕平(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:直升机气动设计、试验和载荷计算等。

(编辑:丛艳娟)