

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.011

共轴刚性旋翼桨毂阻力特性试验研究

唐敏 黄明其 杨永东 李东

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳, 621000)

摘要: 为研究高速直升机共轴刚性旋翼桨毂的阻力特性, 采用自研的桨毂模型试验台, 在中国空气动力研究与发展中心 FL-14 风洞开展了风洞试验。试验模型为典型的共轴刚性旋翼桨毂模型, 包括上、下桨毂整流罩模型和 4 种中间轴整流罩模型, 分别为基准中间轴和基于翼型的优化外形。主要试验内容包括多种桨毂模型在不同转速、不同风速及不同模型姿态角下的阻力特性试验, 以及桨根对桨毂阻力特性的影响试验等。风洞试验结果较好地反映了不同桨毂构型的阻力特性差异, 获得了中间轴整流罩外形对桨毂阻力的影响规律; 试验结果表明最优桨毂构型相对基准桨毂构型, 可减阻 37%。

关键词: 直升机; 共轴刚性旋翼; 桨毂; 阻力特性

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0208-05

Experimental Investigation of Coaxial Rotors Hub Drag Characteristics

TANG Min, HUANG Mingqi, YANG Yongdong, LI Dong

(China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang, 621000, China)

Abstract: A full-scale wind tunnel tests have been conducted to investigate the rotor hub drag characteristics of a coaxial rigid rotor through a rotor hub test rigin China Aerodynamics Research and Development Center FL-14 wind tunnel. The test models are typical coaxial rigid rotor hub models, including the upper and lower hub fairing models and four intermediate shaft fairing models. There are four interchangeable mid-shaft fairings designed, i. e. , three optimized fairings based on airfoil shape , and a bare shaft for reference. Multiple fairing geometries are tested at different rotational speeds, wind velocity and different attitude angle in wind tunnel to obtain basic aerodynamic loads. The effect of blade stub on drag of rotor hub is also analyzed. Drag characteristics between three fairings and bare shaft are compared, and the influence law of coaxial rotors hub drag is obtained. The experimental results show that the best fairing configuration reduces the drag from a bare hub by 37%.

Key words: helicopter; coaxial rotor; hub; drag characteristics

以美国西科斯基公司 S-97 Raider 为代表的复合式高速直升机, 采用共轴刚性旋翼构型, 应用前行桨叶概念 (Advancing blade concept, ABC)^[1-2], 较好地解决了常规单旋翼带尾桨直升机最大前飞速度受限的问题, 最大飞行速度达到 480 km/h, 已成为美军下一代轻型旋翼飞行器的重点发展型号之一^[3-5]。

常规单旋翼带尾桨直升机的桨毂阻力约占整

机阻力的 30%, 而多旋翼直升机的桨毂阻力占整机阻力的比例则更高^[6-7]。对于共轴刚性旋翼高速直升机, 其桨毂阻力占整机阻力的比例约为 50%, 高速飞行时, 约有 45% 的发动机功率用来克服桨毂阻力, 过高的废阻功率极大地限制了此类直升机的飞行特性^[8]。S-97 直升机的飞行速度能达到 480 km/h, 其关键技术之一就在于降低了桨毂阻力, 从而提高了旋翼升阻比。因此, 开展桨毂减阻

收稿日期: 2018-11-11; **修订日期:** 2019-03-08

通信作者: 唐敏, 男, 助理研究员, E-mail: tangmin.cardc@outlook.com。

引用格式: 唐敏, 黄明其, 杨永东, 等. 共轴刚性旋翼桨毂阻力特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2): 208-212. TANG Min, HUANG Mingqi, YANG Yongdong, et al. Experimental Investigation of Coaxial Rotors Hub Drag Characteristics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 208-212.

研究,是提高共轴刚性旋翼高速直升机飞行速度的最有效途径之一。

针对共轴刚性旋翼高速直升机的桨毂减阻研究,一直以来都受到国内外旋翼机研究者的广泛关注。多年来,国内外关于共轴刚性旋翼高速直升机桨毂减阻的风洞试验以及数值计算研究取得了较大的研究进展。Young和Balch等人以缩比的XH-59A模型为对象,设计了多种桨毂及中间轴整流罩外形,通过风洞试验,研究了不同桨毂及中间轴整流罩外形的阻力特性^[9-11];Bertolotti和Brian等人在风洞试验的基础上,建立了适用于ABC桨毂减阻研究的数值分析方法^[12-13]。国内,曾伟和龙海斌等人通过CFD方法开展了共轴刚性旋翼的桨毂减阻研究^[14-15]。

出于试验条件及简化计算模型的考虑,国内外的共轴刚性旋翼桨毂减阻研究大都将桨毂组件作为整体来进行研究,并未过多考虑桨毂部件间的干扰,且受试验环境限制,未开展高速条件下的试验研究;同时,上述研究者们进行的桨毂减阻设计,也大多基于相似构型(中间轴对称翼型整流罩外形)的基础上进行优化研究,并未提出新的桨毂减阻优化构型。本文在此基础上,设计了全新的桨毂模型试验台以及多种桨毂整流罩优化构型,开展风洞试验,研究不同试验条件下,不同桨毂部件对桨毂阻力的影响,揭示了共轴刚性旋翼桨毂模型的阻力特性,并验证本文设计的优化构型的减阻效果。

1 试验设备与模型

1.1 风洞及试验台

此次试验在中国空气动力研究与发展中心的FL-14风洞开展,该风洞是一座开/闭口两用的连续单回流式亚音速风洞,本次试验在开口试验段进行,试验段截面直径3.2 m,试验段长度5 m,空风洞最低风速11.5 m/s,最大风速116 m/s。

试验使用的共轴双桨毂模型试验台主要由台架系统、动力系统、传动系统、测量系统、数据采集处理系统及振动监视报警系统组成,风洞及试验台如图1所示。

1.2 试验模型

桨毂模型以共轴刚性旋翼高速直升机(S-97)的桨毂为参考,桨毂整流罩的直径为1 m,上、下桨毂整流罩的中心距离为0.5 m。整个桨毂模型由上、下桨毂整流罩、中间轴及其整流罩、塔座等组成,桨毂模型如图2所示。桨毂模型通过主旋翼塔座安装在桨毂模型试验台上,六分量测力天平安装在主旋翼塔座下方。试验中,上、下桨毂整流罩可按不同转速旋转,中间轴整流罩部件可更换,桨根

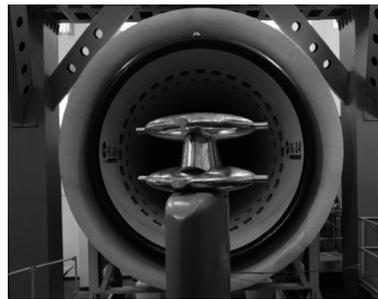


图1 共轴刚性旋翼桨毂模型风洞试验

Fig.1 Full-scale coaxial rotors hub tested in FL-14 wind tunnel

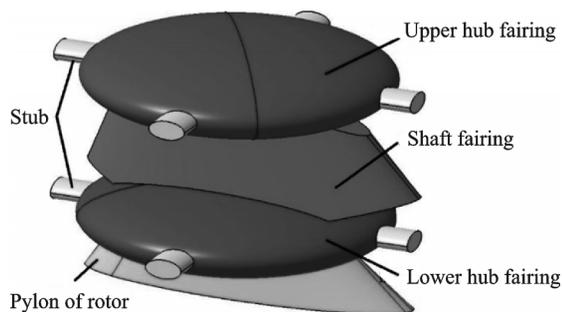


图2 桨毂模型示意图

Fig.2 Full-scale hub model

也可根据试验需要进行拆卸。

针对共轴刚性旋翼桨毂整流装置的3个主要组成部分(上桨毂、下桨毂及中间旋翼轴整流罩)进行了外形优化设计。其中上桨毂和下桨毂整流罩外形相似,采用对称椭圆设计,长、短轴比例关系为4:1。

本文着重对桨毂阻力影响更大的中间轴整流罩外形进行了优化设计,除未整流罩的中间旋轴外形(基准外形:S)外,设计了3种整流罩外形,分别为基于翼型的对称优化外形F1、F2及F3。

3种优化外形在保证阻力方向正投影面积相同的情况下,通过改变中间轴整流罩外形在桨毂前缘和后缘方向上的长度以及与桨毂上、下表面的接触形式,研究3种优化外形对桨毂阻力的影响。其中F1构型的上、下表面均为平面,与桨毂上、下表面的最小间距为2 mm;F2构型与桨毂上、下表面的接触面为曲面,曲面与桨毂表面的间距为2 mm,曲面接触长度在侧投影方向上为0.5 m;F3构型同样设计成与桨毂上、下表面为曲面接触,接触间距与F2构型相同,均为2 mm,在侧投影方向上的曲面接触长度为0.7 mm。外形示意图见图3。

2 试验

2.1 试验状态及方法

共轴刚性旋翼桨毂模型气动力测量试验状态

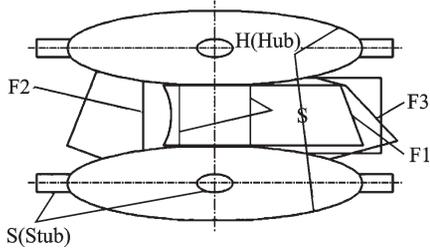


图3 中间轴整流罩外形示意图(侧视图)

Fig.3 Schematic diagram(side view) of shaft fairing shapes

如表1所示。表中:模型状态P1代表桨毂试验台支架;H代表桨毂整流罩;B代表桨根;S代表中间旋翼轴;F1,F2,F3分别代表3种中间轴整流罩外形。

表1 共轴刚性旋翼桨毂气动力测量状态表

Tab.1 Aerodynamics loads measurement state table of coaxial rotors hub

Model state	Rotate speed of hub model $N/(\text{r}\cdot\text{min}^{-1})$	Angle of side slip $\beta/(\text{°})$	Wind velocity $v/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
P1	—	$\pm 10, \pm 5, 0$	11.5~70
HBS/HS	0, 200, 280	$\pm 10, \pm 5, 0$	11.5~70
HBF1/HF1	0, 200, 280	$\pm 10, \pm 5, 0$	11.5~70
HBF2/HF2	0, 200, 280	$\pm 10, \pm 5, 0$	11.5~70
HBF3/HF3	0, 200, 280	$\pm 10, \pm 5, 0$	11.5~70

本次桨毂阻力特性试验采用定风速的方法进行,模型达到指定状态后,风洞起风至给定风速,然后测量模型气动力。风洞试验顺序为:首先进行扣支架试验,扣除桨毂试验台支架的影响;然后进行转速、桨根对桨毂阻力的影响试验;再然后进行桨毂模型姿态角对桨毂阻力的影响试验;最后进行桨毂模型表面压力测量及基于PIV技术的桨毂流场测量试验。试验中根据试验需要拆除桨根,并用堵块填充桨根缺口,使桨毂模型表面保持光滑。通过电机控制系统,远程控制桨毂转速至试验值。

2.2 试验数据处理

桨毂气动力测量以上、下桨毂中心为坐标原点,试验中的力和力矩系数均以风轴系给出,试验数据处理时均扣除了模型自重及支架的影响。

数据后处理中,将桨毂模型的阻力数据处理成等效阻力面积 $C_x S$ 的形式,阻力面积的定义为

$$C_x S = F_x / \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (1)$$

式中: S 为桨毂模型阻力方向的正投影面积(上桨毂、中间轴或其整流罩、下桨毂三者的投影面积); F_x 为桨毂阻力; ρ 为空气密度; v 为试验风速。

3 试验结果与分析

3.1 试验重复性精度

为验证桨毂试验系统的可靠性,选取HBF3P1模型状态进行7次重复性试验(不同日期开展)。图4给出了该模型状态的 $v-C_x S$ 重复性曲线,桨毂模型的轴倾角 0° ,侧滑角 0° ,桨毂转速 200 r/min,试验台的桨毂阻力面积测量重复性精度为 0.63%^[16]。

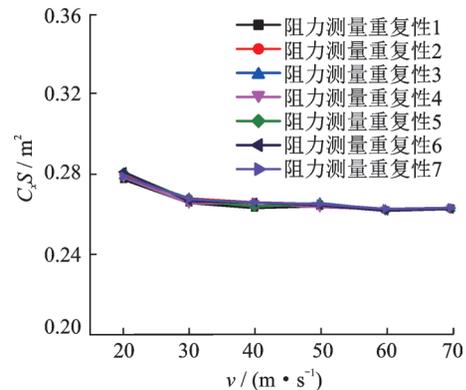
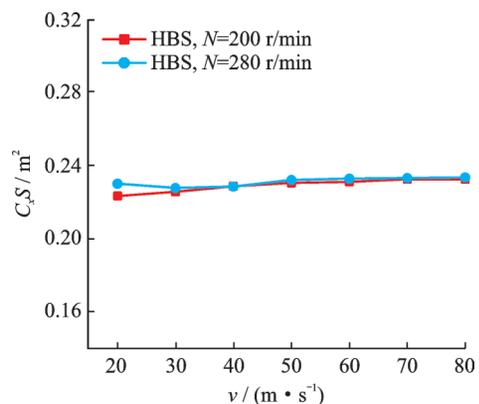


图4 桨毂阻力面积的重复性(HBF3P1)

Fig.4 Repeatability curve of drag area of hub(HBF3P1)

3.2 桨毂转速对桨毂阻力面积的影响

图5,6分别给出了桨毂整流罩带桨根状态下,中间轴模型(S)和中间轴整流罩外形F1两种构型,桨毂转速对桨毂阻力面积的影响。从图中可以看出,桨毂组件外形相同时,桨毂阻力面积随风速的增加基本保持不变;桨毂转速为 200 r/min 和 280 r/min 时,同一中间轴整流罩外形的阻力面积差别较小,这表明桨毂转速对桨毂模型组件的阻力面积变化没有影响。

图5 不同桨毂转速对桨毂阻力面积的影响($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)Fig.5 Measured drag area on different model hub at a variety of rotate speed ($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

3.3 桨根对桨毂阻力面积的影响

图7,8给出了不同桨毂组件(中间旋翼轴S及整流罩外形F3)在相同转速条件下,带/不带桨根

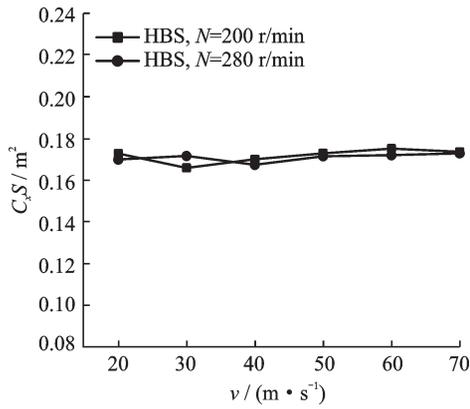


图 6 不同桨毂转速对桨毂阻力面积的影响($\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$)
Fig.6 Measured drag area on different model hub at a variety of rotate speed($\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$)

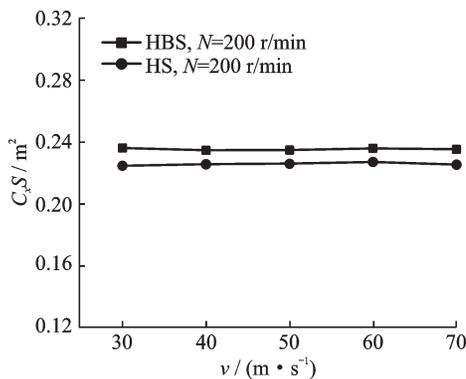


图 7 桨根对桨毂阻力面积的影响($\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$)
Fig.7 Measured drag area on different model hub with blade stub or without($\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ$)

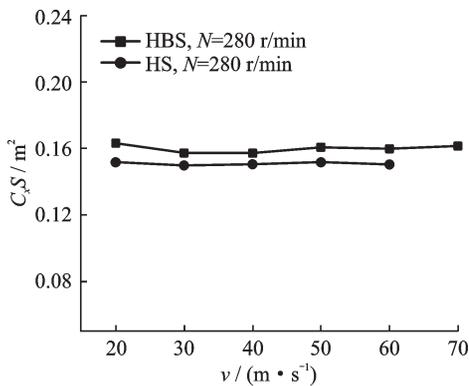


图 8 桨根对桨毂阻力面积的影响($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)
Fig.8 Measured drag area on different model hub with or without blade stub($\alpha=0^\circ, \beta=0^\circ$)

时阻力面积的对比。从图中可以看出,不带桨根时的桨毂阻力较带桨根时小,桨根引起的桨毂阻力变化,是由桨根本身的阻力以及桨根与桨毂整流罩之间的干扰两方面的原因引起;随风速变化,带/不带桨根导致的桨毂阻力差量相同。

通过对比两种桨毂组件带/不带桨根的阻力面积差量,两者的阻力面积差量均为 0.009 m^2 。带/不带桨根引起的不同桨毂组件的阻力差相同,这是由于桨根与桨毂整流罩之间的气动干扰较小,桨根

的存在并未引起桨根与中间轴整流罩之间的干扰,也并未影响桨毂与中间轴整流罩之间的干扰变化,进行中间轴整流罩减阻优化设计时,可不计入桨根的影响。

3.4 侧滑对桨毂阻力面积的影响

为研究侧滑角对桨毂组件的阻力影响,本文对中间轴整流罩 F2 的桨毂组件(HBF2)进行了不同侧滑角试验,试验结果如图 9 所示。从图中可以看出,随侧滑角增加,桨毂阻力增大。同时,正侧滑角的桨毂阻力大于负侧滑角,这是由于上、下桨毂的旋转方向(本次试验中,下桨毂的旋转方向为俯视顺时针)导致正、负侧滑角的桨毂阻力面积有偏差。

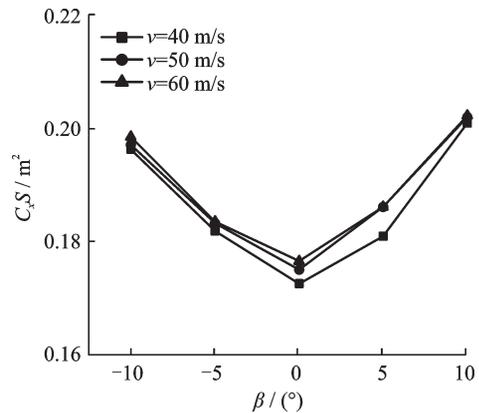


图 9 侧滑角对桨毂阻力面积的影响($\alpha=0^\circ, 200$ r/min)
Fig.9 Measured drag area on different model hub at a variety of angle of side slip($\alpha=0^\circ, 200$ r/min)

3.5 中间轴整流罩外形对桨毂阻力的影响

为研究不同中间轴整流罩外形的减阻效果,本文设计了 3 种优化外形开展试验研究,试验结果如图 10 所示。从图中可以看出,与基准构型(S)相比,对中间轴加装整流罩后,可显著降低桨毂组件的阻力;3 种中间旋翼轴整流罩外形中,F3 外形的减阻量最大,在 $v=70 \text{ m/s}$ 时,与基准构型相比,F3

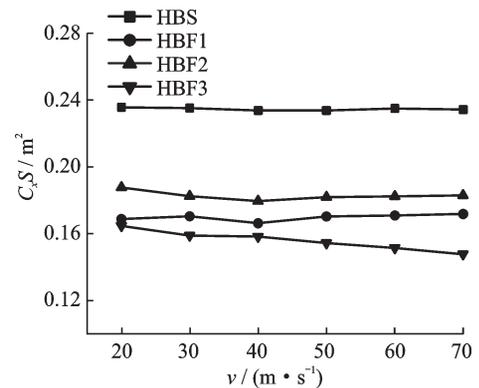


图 10 中间轴整流罩外形对桨毂阻力面积的影响($\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ, 200$ r/min)
Fig.10 Measured drag area on different model shaft fairing shapes ($\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ, 200$ r/min)

外形可减阻37%。

从F1,F2和F3这3种整流罩外形的减阻趋势来看,导致基准桨毂构型(HBS)阻力过大的主要原因在于气流通过中间轴后在上桨毂的下表面及下桨毂的上表面产生了“V”形分离区,因此桨毂减阻设计中首先要考虑的是减少中间轴对桨毂上、下表面产生的低压分离区的影响;其次,适当增加中间轴整流罩外形在桨毂前缘方向的长度,可进一步降低桨毂组件的阻力。

4 结 论

通过分析4种不同桨毂组件的气动力测量试验结果,可以发现:

(1)共轴刚性旋翼桨毂组件的转速对桨毂阻力影响很小,后续进一步开展桨毂整流罩外形优化设计研究时可不考虑桨毂转速的影响。

(2)桨根对共轴刚性旋翼桨毂组件的阻力有一定影响,但影响仅限于桨根与桨毂整流罩之间的气动干扰,桨根的存在并未引起桨根与中间轴整流罩之间的干扰,也并未影响桨毂与中间轴整流罩之间的干扰变化。

(3)共轴刚性旋翼桨毂组件的旋转方向对桨毂侧滑角有一定影响。当下桨毂旋转方向为俯视顺时针时,正侧滑角的桨毂阻力大于负侧滑角。

(4)当中间轴整流罩采用F3外形时,与基准构型(HBS)相比,最大减阻量达37%。

参考文献:

- [1] ASHISH B. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator main rotor blade [C]//Proceedings of 64th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, DC: AHS, 2008: 1-16.
- [2] 邓景辉. 高速直升机前行桨叶概念旋翼技术[J]. 航空科学技术, 2012, 19(3): 9-14.
DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter [J]. Aeronautical Technology & Science, 2012, 19(3): 9-14.
- [3] MARINE M. Sikorsky says S-97 to be considered for armed scout [N]. Jane's Defence Weekly, 2012-01-13.
- [4] CAITILIN L. Sikorsky starts S-97 Raider final assembly [N]. Jane's Defence Weekly, 2013-09-27.
- [5] 李建波. 复合式直升机技术发展分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2016, 48(2): 149-158.
LI Jianbo. Progress of compound helicopter technology [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronauts, 2016, 48(2): 149-158.
- [6] KEYS C, WIESNER R. Guidelines for reducing helicopter parasite drag [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1975(20): 31-40.
- [7] KEYS C N, ROSENSTEIN H. Summary of rotor hub drag data: NASA CR-152080 [R]. USA: NASA, 1978.
- [8] BRIAN E W, EBRU H, STUART S. Assessment of helicopter hub drag prediction with an unstructured flow solver [C]//Proceedings of 65th Annual Forum of the American Helicopter Society. Texas Grapevine, USA: United Technologies Research Center, 2009: 1-12.
- [9] YOUNG L A, GRAHAM D R. Experimental investigation of rotorcraft hub and shaft fairing drag [C]// AIAA 4th Applied Aerodynamics Conference. [S.l.]: AIAA, 1986: 110-123.
- [10] YOUNG L A, GRAHAM D R, STROUB R H. Reduction of hub and pylon fairing drag [C]//43rd Annual Forum and Technology Display of the American Helicopter Society. [S.l.]: AHS, 1987.
- [11] BALCH D T, WEINER S. 1/5 scale ABC hub fairing drag test-final report: NASA2-10215 [R]. USA: NASA, 1980.
- [12] BERTOLOTTI F P, SCOTT M W, WAKE B E, et al. Rotor hub fairing system for a counter rotating coaxial rotor system: EP1888403B1.2006.12.07 [P]. 2006.
- [13] WAKE B, HAGEN E, OCHS S, et al. Assessment of helicopter hub drag prediction with an unstructured flow solver [C]//Proceedings of 65th Annual Forum of the American Helicopter Society. Texas Grapevine, USA: United Technologies Research Center, 2009: 1-12.
- [14] 曾伟, 林永峰, 黄水林, 等. 共轴刚性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 hub [J]. Helicopter Technique, 2014(4): 14-18.
- [15] 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.
- [16] 国防科学技术工业委员会. GJB 1061—91, 高速风洞和低速风洞测力实验精度指标[S]. 北京: 国防科工委军标出版社, 1992.