

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.013

共轴刚性旋翼桨毂减阻优化设计方法

解 望 吴裕平 陈笑天

(中国直升机设计研究所,景德镇,333001)

摘要: 针对共轴刚性旋翼桨毂阻力全机占比较大的特征,开展桨毂减阻优化设计方法研究。首先分析了共轴刚性旋翼桨毂外形特点,确定减阻整流罩基本型式,建立了减阻整流罩参数化模型。分析了整流罩参数对桨毂阻力的影响,进行参数样本选取。在此基础上建立代理模型,采用优化算法求解代理模型进行参数优化设计,最终建立了适用于共轴刚性旋翼桨毂的减阻优化设计方法。通过计算流体力学(Computational fluid dynamics,CFD)计算结果、试验结果以及优化结果对比验证,结果相差小于2%,说明了建立的共轴刚性旋翼桨毂减阻优化设计方法有效、可信。

关键词: 共轴刚性旋翼桨毂;参数化;代理模型;减阻设计

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)02-0220-06

Optimal Design Method for Drag Reduction of Coaxial Rigid Rotor Hub

XIE Wang, WU Yuping, CHEN Xiaotian

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: For the drag of coaxial rigid rotor hub has a large proportion in helicopter, the study on methods of reducing drag is presented. Firstly, the basic type of hub fairing is determined by analyzing the characteristics of coaxial rigid rotor hub, and parameterized model of hub fairing is established. Secondly, the influence of parameters of fairing on drag of hub is analyzed. And sample selection of parameters is completed. On this basis, the hub fairing is designed and optimized by establishing surrogate model and solved by using optimization algorithm. Finally the optimum design method of drag reduction applied to coaxial rigid rotor hub has been built. And the correctness of optimum design method of drag reduction applied to coaxial rigid rotor hub is verified by comparing results of computational fluid dynamics(CFD), wind tunnel test and optimum design, which is less than 2%.

Key words: coaxial rigid rotor hub; parameterization; surrogate model; drag reduction design

相对于单旋翼带尾桨的常规构型,共轴刚性旋翼复合式高速直升机(简称共轴高速直升机)为共轴刚性旋翼带尾部推进桨的复合构型,有效地解决了常规构型直升机前飞速度偏低的问题^[1],以美国西科斯基公司研制的X2,S97为典型代表^[2,3]。常规直升机的主旋翼桨毂阻力一般占到全机阻力的30%左右,而共轴高速直升机由于共轴刚性旋翼

桨毂结构复杂、迎风面积更大,导致其阻力占到全机阻力的50%左右^[4]。相对于卡式直升机,共轴高速直升机旋翼间距有所减少,桨毂结构紧凑,可以降低部分阻力^[5]。

图1为共轴刚性旋翼桨毂构造,上下旋翼桨毂的桨叶接头和下旋翼自动倾斜器、操纵拉杆等具有不规则几何外形的部件,将产生较大的阻力。通过

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

通信作者: 解望,男,工程师,E-mail:163xiewang@163.com。

引用格式: 解望,吴裕平,陈笑天. 共轴刚性旋翼桨毂减阻优化设计方法[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(2):220-225. XIE Wang, WU Yuping, CHEN Xiaotian. Optimal Design Method for Drag Reduction of Coaxial Rigid Rotor Hub [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2):220-225.

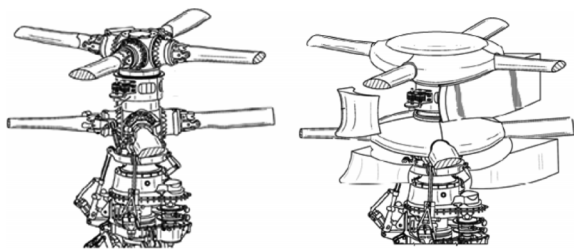


图1 共轴刚性旋翼桨毂构造与减阻布局

Fig.1 Configuration of coaxial rigid rotor hub and drag reduction

研究这些不规则外形部件的阻力特性,开展减阻设计,建立桨毂减阻外形、桨轴减阻外形和主轴塔座外形,是提高共轴高速直升机气动效率的有效途径之一。

国外从 20 世纪 50 年代就开始进行桨毂减阻方面的研究,包括风洞试验和数值计算方面的研究^[6-7]。Young, Sung 等分别对共轴刚性旋翼桨毂减阻方案进行了风洞试验,分析了不同旋翼类型减阻的异同^[8-9]。Felker 采用全尺寸和 1/5 缩比的 XH-59A 机身模型对不同的共轴刚性旋翼桨毂减阻方案进行了风洞试验,结果表明钝椭圆上、下桨毂整流罩和圆柱体带高后体中间轴整流罩的组合方案的减阻效果比较好^[10]。Wake 等采用求解纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, N-S)方程的方法对分别不同的中间轴整流罩方案进行了阻力特性计算,并进行了流场分析,结果表明虽然带后体的圆柱体整流罩的中间轴部分阻力增大,但是会有效减小上下桨毂整流罩的流场分离,最终整个桨毂的阻力有所降低^[11]。Ochs 等采用不同的网格对共轴刚性旋翼桨毂减阻方案进行了数值计算^[12]。

国内在共轴高速直升机和共轴刚性旋翼桨毂减阻方面做了一些研究^[13]。曾伟等通过计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)计算分析发现带翼型截面中间轴整流罩的共轴刚性旋翼桨毂的阻力比带圆柱型中间轴整流罩的阻力减小 19%^[14]。何龙等通过风洞试验表明随着中间轴整流罩后体的增长,共轴刚性旋翼桨毂的阻力面积不断降低,其中长中间整流罩比短中间轴整流罩的阻力面积下降 30.4%^[15]。

1 共轴刚性旋翼桨毂减阻参数化建模

共轴刚性旋翼桨毂参数化减阻设计的基本思路是,针对共轴刚性旋翼桨毂的结构外形特点,参考国内外桨毂减阻外形,通过对比分析选择桨毂整流罩的基本型式,在此基础上再设计其外形控制参数。

共轴刚性旋翼桨毂外形复杂,并且上下反转,

导致其减阻整流罩外形复杂,控制参数较多,优化设计比较困难,需要对控制参数进行分析,选出主要控制参数并进行优化设计。

由于上、下桨毂反向旋转,而且它们之间相对距离较远,因此把共轴刚性旋翼桨毂分成 3 部分,也就是把上、下桨毂和中间桨毂整流罩分开分别进行参数化。

1.1 上下桨毂参数化

上下桨毂结构外形基本相同,可以采用相同的建模。由于上下桨毂旋转,其整流罩必须采用轴对称型式(旋转体),同时为了使气流光滑,减小压差阻力,迎风面最好类似于翼型的前缘,综合起来上下桨毂整流罩采用椭圆扫掠面,其控制参数可直接选取椭圆控制线的控制参数,分别为长半轴 a 和短半轴 b ,方程为

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} = 1 \quad (1)$$

1.2 中间轴参数化

中间轴整流罩不旋转,为竖立的拉伸体,根据文献[11]可知,其水平剖面为近似翼型的修长外形时,可以引导气流平缓流动,减小上下整流罩气流分离,达到降低阻力的目的。

中间轴整流罩的参数化模型由上端面曲线、下端面曲线、前缘轮廓曲线、侧面轮廓曲线以及尾端斜线组成,如图 2 所示。

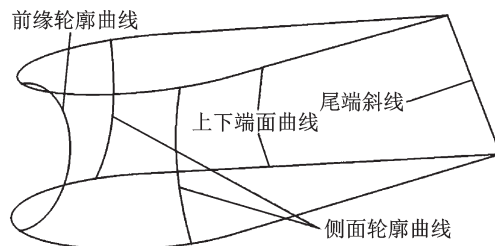


图2 中间轴整流罩控制线

Fig.2 Control curves of middle shaft fairing

1.3 桨毂减阻参数化小结

根据前面的分析,可以总结出共轴刚性旋翼桨毂整流罩的控制参数如表 1 所示。

表 1 控制参数列表

Tab.1 List of control parameters	
外形部件	控制参数
上整流罩	a_{up}, b_{up}
下整流罩	a_{down}, b_{down}
中间整流罩:整流罩上端面	a_1, b_1, L_1
整流罩下端面($a_2 = a_1$)	b_2, L_2
前缘曲线(b_3 固定不变)	a_3
合计	10个参数

(1)上下桨毂整流罩,控制参数包括整流罩椭圆控制线的长半轴和短半轴 $a_{up}, b_{up}, a_{down}, b_{down}$ 。

(2)中间整流罩上下两个端面曲线,曲线前缘椭圆弧线的长半轴相同 ($a_1 = a_2$),控制参数总计5个,包括 a_1, b_1, L_1, b_2, L_2 。

(3)中间整流罩前缘轮廓曲线,椭圆的短半轴 b_3 固定不变,控制参数只有长半轴 a_3 。

2 共轴刚性旋翼桨毂减阻优化方法

由于复杂结构外形的气动阻力通常采用CFD方法进行数值模拟计算,每个状态的计算量大,计算时间长,因此通过典型样本点建立代理模型,再采用遗传算法,计算得到阻力值最小的优化结果。

优化流程是先均匀选取参数变化域内的若干样本值,利用这些样本值构建代理模型,然后选择

适当的优化算法求解代理模型得到最优解,完成控制参数的优化,基本流程如图3所示。

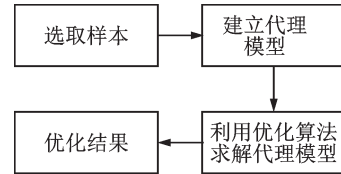


图3 桨毂减阻优化基本流程

Fig.3 Basic procedure of drag reduction optimize of hub

2.1 样本分析

对于代理模型优化算法,样本变量维度越高,要保证代理模型的精度,则需要的样本个数越多。为了提高优化效率,须尽量降低样本维度,降低样本维度,就是要剔除对阻力影响较小的控制参数,表2给出了控制参数对阻力的影响规律。

表2 控制参数对阻力的影响

Tab.2 Effect of control parameters for drag

外形部件	控制参数	对阻力的影响规律
上整流罩(下整流罩规律相同)	a_{up}	a_{up} 增大,桨毂阻力减小
	b_{up}	b_{up} 减小,桨毂阻力略微减小
中间轴整流罩 上端面(下端面规律相同)	a_1	L_1 较小时,总阻力随着 a_1 的增大而降低;随着 L_1 增大,总阻力随着 a_1 的变化规律逐渐不明显
	b_1	b_1 对桨毂阻力影响较大但规律不明显
	L_1	整流罩总阻力随着尾缘距离 L_1 增大而减小,随着上端面长半轴 a_1 的增大,这种减小趋势逐渐降低
前缘	a_3	a_3 对桨毂阻力影响很小

2.1.1 上下桨毂整流罩参数缩减

根据表2可知,上下桨毂整流罩对桨毂阻力影响规律相同,这是因为上、下桨毂结构外形基本一样,上、下桨毂的气动环境相似,由此可以推断,上下桨毂整流罩的参数最优值应当比较接近或相同。这样可以减少两个变化参数,但对优化结果不会产生太大的影响,即 $a_{up} = a_{down}, b_{up} = b_{down}$ 。

2.1.2 中间轴整流罩参数缩减

类似于上下桨毂整流罩,中间轴整流罩上下端面控制参数对桨毂阻力影响规律相同(表2),因此可以把中间整流罩上下端面曲线的控制参数关联起来,可以有效地减少控制参数,又可以兼顾控制参数的影响。这样控制参数只考虑 b_1 ,而 b_2 根据其与 b_1 的关联关系得到。同理,建立 L_1 和 L_2 的关联关系,它们之间的关联关系可以提前通过CFD计算分析固定下来。而且,由表2可知, a_3 在较大范围内变化,对整流罩总阻力的影响很小,因此控制参数 a_3 固定不变。

通过上面的缩减分析,最终的桨毂整流罩参数

降低为5个 ($a_{up}, b_{up}, a_1, b_1, L_1$)。为了评估样本缩减对优化结果的影响,后面采用分步优化、相互验证的方法。

2.2 代理模型

代理模型方法的基本思路是通过构建目标函数的近似模型即代理模型,替代优化过程中复杂的分析方法(CFD方法),从而减少优化问题求解的计算量。综合考虑计算精度与计算量,桨毂整流罩外形优化代理模型选择径向基函数模型。

径向基函数是以待测点与样本点之间的欧氏距离为自变量的一类函数。以径向函数为基函数,通过线性叠加构造出来的模型即为径向基函数模型。

利用样本点 x^i 的响应值,通过基函数的线性叠加来计算待测点 x 处响应值的径向基模型,基本形式为

$$f(x) = \sum_{i=1}^n w_i \cdot \phi(r^i) = \mathbf{w}^T \boldsymbol{\varphi} \quad (2)$$

式中:权系数 $\mathbf{w} = (w_1, \dots, w_n)^T, \boldsymbol{\varphi} = [\phi(r^1), \dots, \phi(r^n)]^T$;

$r^i = \|x - x^i\|$ 是待测点 x 与样本点 x^i 之间的欧氏距离, $\phi(r)$ 是径向函数。常用的径向函数有 Gauss 函数 $\phi(r) = \exp(-r^2/c^2)$ 和 Multiquadric 函数 $\phi(r) = (r^2 + c^2)^{1/2}$ 等, c 是给定的大于零的常数。根据插值条件 $f(x^j) = y^j (j = 1, \dots, n)$, 可得方程组

$$\Phi \cdot w = Y \quad (3)$$

式中: 矩阵 $\Phi = [\Phi_{ij}] = [\phi(\|x^i - x^j\|)]$, 向量 $Y = (y^1, \dots, y^n)^T (i, j = 1, \dots, n)$ 。在样本点不重合且函数 $\phi(r^i)$ 为正定函数时, 上式存在唯一解, 即有

$$w = \Phi^{-1} \cdot Y \quad (4)$$

2.3 优化方法

优化算法有多种, 这里直接选择遗传算法作为代理模型的求解方法, 遗传算法的基本思路如图 4 所示。

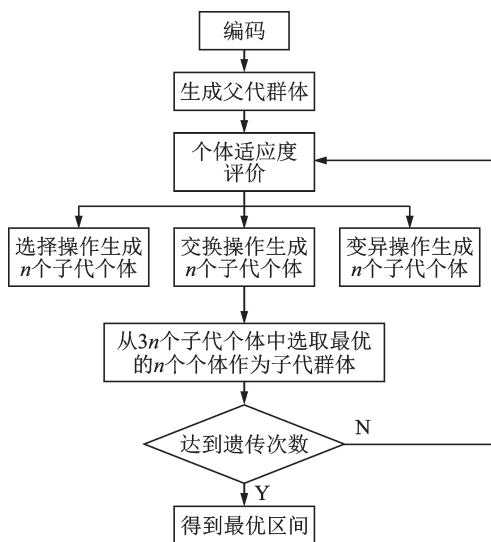


图 4 遗传算法基本思路

Fig.4 Basic idea of genetic algorithm

3 共轴刚性旋翼桨毂减阻优化

3.1 上下桨毂整流罩优化

上下桨毂整流罩参数优化时, 中间桨毂整流罩参数暂取一个中间值。表 3 给出了遗传优化迭代过程。遗传算法遗传到 10 代以后基本收敛, 优化的最优值在 1 985~1 990 N 之间, 优化的参数区间长半轴 a_{up} 在 1 290~1 300 mm 之间, 短半轴 b_{up} 在 230 mm 左右。

3.2 中间轴整流罩优化

在上下桨毂整流罩参数优化结果简单取整后, 进行中间轴整流罩参数优化。

遗传算法遗传在 20 代以内很快收敛, 每一代群体的最优值、最差值以及群体平均值如图 5 所

表 3 样本优化迭代过程

Tab.3 Procedure of iterative optimization of samples

步骤	上下整流罩参数优化		
	a_{up}/mm	b_{up}/mm	Drag/N
0	1 296.0	230.2	1 988.1
1	1 296.6	230.6	1 987.9
2	1 296.6	230.6	1 987.9
3	1 296.6	230.6	1 987.9
4	1 296.6	230.6	1 987.9
5	1 296.6	230.6	1 987.9
6	1 296.6	230.6	1 987.9
7	1 297.2	230.5	1 987.9
8	1 297.2	230.5	1 987.9
9	1 297.2	230.5	1 987.9
10	1 297.2	230.5	1 987.9
11	1 297.2	230.5	1 987.9
12	1 297.2	230.5	1 987.9
13	1 297.2	230.5	1 987.9
14	1 297.2	230.5	1 987.9
15	1 297.2	230.5	1 987.9

示。可以看出, 随着遗传迭代的进行, 群体中的每一个个体都越来越趋近于最优值。

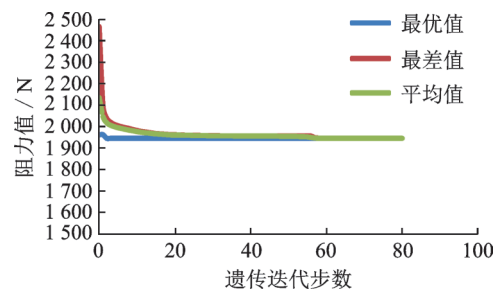


图 5 遗传迭代优化过程

Fig.5 Procedure of genetic iterative optimization

3.3 共轴刚性旋翼桨毂整流罩优化

对共轴刚性旋翼桨毂 5 个控制参数一起优化, 根据上下桨毂整流罩参数样本和中间轴整流罩参数样本, 生成整个参数空间的样本, 样本数为 3 440。

运用建立的优化方法对生成的样本进行优化, 遗传算法遗传到 90 代以后基本收敛, 收敛比前面上下桨毂整流罩优化、中间轴整流罩优化这两步优化较慢。但是通过多次重复计算可以发现, 每次计算收敛的遗传迭代步数都不同, 有时可能到更多步才会趋于平稳。这是因为遗传优化算法是一种概率性算法, 随机性生产的个体每次都不尽相同, 所以每次计算的过程是不相同的, 但优化结果是相同的, 这说明遗传优化过程中的随机性并不影响优化结果。

3.4 减阻优化结果分析

通过以上共轴刚性旋翼桨毂整流罩参数优化过程的3个步骤,最终优化结果及其差别如表4所示。可以看出,分步优化得到的整流罩参数结果和对整个整流罩参数同时进行优化得到的结果差别不大,在可接受范围内。这说明通过分步优化整流罩可以得到较好的参数优化结果,还可以有效地减少优化时间,提高优化效率。

表4 共轴刚性旋翼桨毂整流罩参数优化结果

Tab.4 Optimal result of parameters of coaxial rigid rotor hub fairing

参数	上下整流罩	中间整流罩	桨毂整流罩
a_{up}/mm	1 297.1		1 292.5
b_{up}/mm	230.4		230.5
L_1/mm		1 899.0	1 881.9
a_1/mm		451.7	453.7
b_1/mm		252.7	254.6
优化时间/min	<3	<5	>90
模型阻力/N	1 987.9	1 945.1	1 925.0

取以上优化结果 $(a_{up}, b_{up}, L_1, a_1, b_1) = (1\ 292.5, 230.5, 1\ 881.9, 453.7, 254.6)$ 分别进行CFD计算和风洞试验验证,同时给出未减阻桨毂的阻力计算值,如表5所示。其中试验模型缩比为1:2,风速为80 m/s,结果修正到全尺寸模型。可以看出,优化得到的外形,CFD计算和风洞试验结果,与优化结果相差小于2%,说明优化结果可信。同时,共轴刚性旋翼桨毂增加整流罩后阻力值相比原来降低47%,说明建立的共轴刚性旋翼桨毂减阻优化方法减阻效果明显。

表5 共轴刚性旋翼桨毂整流罩减阻对比

Tab.5 Comparison of drag reduction of coaxial rigid rotor hub fairing

共轴刚性旋翼桨毂阻力/N	共轴刚性旋翼桨毂整流罩阻力/N		
	CFD计算值	试验值	优化结果
3 646.3	1 919.2	1 954.6	1 925.0

4 结 论

针对共轴刚性旋翼桨毂这一结构复杂、上下反转的特殊构型,开展气动减阻优化设计方法研究,通过参数化建模、样本分析、建立代理模型以及优化算法求解,建立了基本的共轴刚性旋翼桨毂减阻优化设计方法,并完成了对桨毂的减阻优化设计,得出如下结论:

(1)在共轴刚性旋翼桨毂减阻优化过程中,通过变量参数缩减,分步优化得到的整流罩参数结果

和对整个整流罩参数同时进行优化得到的结果一致,同时极大减少计算时间,说明在利用基于参数化模型和代理模型的减阻优化设计方法进行减阻设计时,应当重点关注参数选择,剔除对结果影响较小的控制参数,同时可以采用分步优化,这样可以在保证计算精度的同时提高计算效率。

(2)通过对共轴刚性旋翼桨毂的减阻优化设计,建立的减阻优化设计方法可以快速、准确地找到参数模型最优值,并经过CFD计算和试验验证,结果相差小于2%,说明基于参数化模型和代理模型的减阻优化设计方法有效可信,具有一定的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 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(3): 9-14.
DENG Jinghui. The ABC rotor technology for high speed helicopter[J]. Aeronautical Science & Technology, 2012(3): 9-14.
- [2] ASHISH B. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator™ main rotor blade[C]//Proceedings of American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montreal, Canada: [s.n.], 2008: 29-44.
- [3] LORBER P F, LAW G K, MATALANIS C, et al. Overview of S-97 raider™ scale model tests [C]//Proceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum. Florida, USA: [s.n.], 2016: 143-160.
- [4] 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): 175-179.
WU Ximing. Current status, development trend and countermeasure for high-speed rotorcraft [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2015, 47(2): 175-179.
- [5] PATRICK O B, MATHEW T, BYUNG Y M, et al. Experimental investigation of passive and active flow control for X2 technology™ hub and fuselage drag reduction [C]//Proceedings of American Helicopter Society 72nd Annual Forum. Florida, USA: [s.n.], 2016: 201-206.
- [6] REICH D, SHENOY R, SMITH M, et al. A review of 60 years of rotor hub drag and wake physics: 1954—2014 [C]//Journal of the American Helicopter Society. West Palm Beach, FL: United Technologies Research Center, 2016: 1-17.
- [7] BALCH D T, WEINER S. 1/5 scale abc hub fairing drag test-final report[R]. Sikorsky Engineering Repo-

- rt, SER-69063, NASA2-10215,1980.
- [8] YOUNG L A, GRAHAM D R, STROUB R H. Experimental investigation of rotorcraft hub and shaft fairing drag reduction[J]. *J Aircraft*,1987,24(12): 110-123.
- [9] SUNG D Y, LANCE M B, YOUNG L A, et al. An experimental investigation of helicopter rotor hub fairing drag characteristics [R]. NASA TM 102182, 1989.
- [10] FELKER F F. An experimental investigation of hub drag on the XH-59A [R]. AIAA-85-4065, 1985.
- [11] 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: 367-379.
- [12] OCHS S S, MATALANIS C G, WAKE B E, et al. Evaluation of helios CFD toolset for faired rotor-hub drag prediction[C]//Proceedings of American Helicopter Society 67th Annual Forum. Virginia Beach, USA: United Technologies Research Center, 2011: 316-324.
- [13] 王焕瑾,高正. 高速直升机方案中旋翼自转状态的实验研究[J]. *空气动力学学报*,2004,22(2): 151-155.
- WANG Huanjin, GAO Zheng. Experiment research on the rotor autorotation state for a high-speed helicopter scheme [J]. *Journal of Aerodynamics*, 2004, 22(2): 151-155.
- [14] 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*,2014,181(4): 14-18.
- ZENG Wei, LIN Yongfeng, HUANG Shuilin, et al. A preliminary study on the drag reduction of the coaxial double rotor hub[J]. *Helicopter Technology*, 2014, 181(4): 14-18.
- [15] 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. Experimental study on darg characteristics of coaxial rigid rotot helicopter hub[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*,2016,48(4): 530-535.

(编辑:陈珺)