

文章编号: 1674-8190(2024)03-151-06

无人直升机旋翼桨叶设计及动力学特性分析

高洪波^{1,2}, 邵天双^{1,2}, 刘向楠^{1,2}, 杨征^{1,2}

(1. 航空工业空气动力研究院 低速高雷诺数气动航空科技重点实验室, 哈尔滨 150001)

(2. 航空工业空气动力研究院 黑龙江省空气动力噪声及其控制重点试验室, 哈尔滨 150001)

摘要: 复合材料在桨叶上广泛应用的同时使桨叶的受力、刚度特性比传统的桨叶更为复杂。为了降低桨叶工作时动应力和旋翼的振动水平, 有必要对旋翼桨叶进行动力学特性分析。对旋翼总体参数及桨叶气动参数进行设计, 采用 CFD 方法对旋翼悬停状态进行气动特性分析, 将桨叶三维非线性弹性模型分解为二维线性剖面模型和一维非线性梁模型进行动力学特性分析。结果表明: 该旋翼能够成功拉起 230 kg 级无人直升机, 悬停效率大于 0.65, 工作转速下桨叶的固有频率与 8 阶以下的气动激振力频率保持一定的范围, 避开了转速共振区, 满足桨叶动力学设计要求。

关键词: 无人直升机; 旋翼桨叶; 悬停效率; 气动特性; 动力学特性

中图分类号: V275+.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.03.15

Rotor blade design and dynamic characteristics analysis of unmanned helicopter

GAO Hongbo^{1,2}, SHAO Tianshuang^{1,2}, LIU Xiangnan^{1,2}, YANG Zheng^{1,2}

(1. Low Speed High Reynolds Number Aeronautical Key Laboratory, AVIC Aerodynamics

Research Institute, Harbin 150001, China)

(2. Aerodynamic Noise and Control Key Laboratory of Heilongjiang Province, AVIC

Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China)

Abstract: The widespread application of composite materials in blades also makes the force and stiffness characteristics of blades more complex than traditional blades. In order to reduce the dynamic stress and vibration level of rotor blades, it is necessary to analyze the dynamic characteristics of rotor blades. The overall parameters of the rotor and the aerodynamic parameters of the blade are designed. The CFD method is used to analyze the aerodynamic characteristics of the rotor in hover. The three-dimensional nonlinear elastic model of the blade is decomposed into a two-dimensional linear profile model and a one-dimensional nonlinear beam model for dynamic characteristics analysis. The results show that the rotor can successfully pull up the 230 kg unmanned helicopter, the hover efficiency is greater than 0.65, the natural frequency of the blade under the working speed keeps a certain range with the frequency of the aerodynamic excitation force below the 8th order, avoid the speed resonance region and meet the requirements of the blade dynamics design.

Key words: unmanned helicopter; rotor blade; hover efficiency; aerodynamic characteristics; dynamic characteristics

收稿日期: 2023-10-16; 修回日期: 2024-05-18

通信作者: 高洪波(1996-), 男, 硕士, 助理工程师。E-mail: 1094675418@qq.com

引用格式: 高洪波, 邵天双, 刘向楠, 等. 无人直升机旋翼桨叶设计及动力学特性分析[J]. 航空工程进展, 2024, 15(3): 151-156, 190.

GAO Hongbo, SHAO Tianshuang, LIU Xiangnan, et al. Rotor blade design and dynamic characteristics analysis of unmanned helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(3): 151-156, 190. (in Chinese)

0 引言

在直升机的各个系统部件中,旋翼作为直升机的核心部件,是直升机研制与发展的技术核心^[1]。复合材料具有较高的比刚度、疲劳性能等优点,在桨叶上得到了广泛应用,使桨叶关键外形参数如扭转角、后掠等更容易实现,但桨叶的受力、刚度特性也变得更为复杂^[2]。为了降低桨叶工作时动应力和旋翼的振动水平,有必要对复合材料桨叶进行动力学特性分析,使旋翼在工作转速下桨叶的固有频率尽量远离气动激振力的频率^[3]。

国内外研究者针对旋翼动力学特性进行了大量研究。国外,Teter等^[4]利用LMS测量桨叶根部固支状态下的固有频率和振型,通过有限元法对旋翼进行了数值模态分析,数值结果与试验结果吻合较好;Friedmann等^[5]利用YF/VABS模型将旋翼的计算结果与已有的试验数据进行对比,相关性较好;Slimani等^[6]基于Legendre有限元法,研究了复合材料梁的自由非线性振动特性;Yeo等^[7]分别运用一维梁模型和三维有限元模型建立桨叶模型,并对比了两种方法求解固有频率的差异;Filippi等^[8]利用梁单元和六面体单元建立了复合材料桨叶三维有限元模型,预测了复合材料桨叶的应力分布。国内,季恒昇^[9]研究了铺层角变化对梁单元剖面特性的影响;沈赛男^[10]研究了铺层角、铺层规律等参数对复合材料层合梁的剖面刚度影响,并对桨叶进行动力学特性分析;陈立刚等^[11]对折叠旋翼桨叶进行动力学建模并研究其振动特性;夏双满等^[12]推导了桨叶的运动方程,采用有限元法对旋翼系统进行简化,得到桨叶的各阶固有频率;韩伟等^[13]基于有限体积法建立了铰接式旋翼的多体模型,计算了高速旋转状态下的固有频率。国内外针对桨叶动力学特性分析主要是将桨叶简化为一维梁模型,将无穷多个自由度的振动问题简化为有限自由度问题。

典型旋翼桨叶是带负扭、桨尖后掠的三维弹性结构,本文针对无人直升机旋翼桨叶进行设计,将桨叶三维非线性弹性模型分解为二维线性剖面模型和一维非线性梁模型进行动力学特性分析。

1 旋翼桨叶设计

1.1 旋翼设计要求

本文研究的旋翼装配在一架230 kg级无人直

升机上,桨毂型式为无铰式桨毂,选用单旋翼作为该无人直升机的升力系统,具体设计要求如表1所示。

表1 旋翼设计要求
Table 1 Rotor design requirements

序号	项目	参数及要求
1	正常起飞质量/kg	230
2	旋翼转向	俯视逆时针旋转
3	悬停效率	大于0.65

1.2 旋翼总体参数设计

旋翼总体参数与直升机的动力学特性、操纵特性等密切相关。旋翼总体参数主要包括桨盘载荷、旋翼直径、桨叶弦长、桨叶片数、旋翼实度、旋翼转速等。

桨盘载荷定义为旋翼的拉力与桨盘面积之比,表达式为

$$\rho = \frac{G}{\pi R^2} \quad (1)$$

式中: ρ 为单位桨盘载荷; G 为直升机质量; R 为旋翼半径。

无人直升机一般桨盘载荷较小,约为10~35 kg/m²,本文选取桨盘载荷为22 kg/m²。通过桨盘载荷定义公式计算,旋翼直径为4 m。常规直升机旋翼的桨叶片数一般为2~7片,该旋翼装配的无人直升机正常起飞质量为230 kg,选用2片桨叶。弦长是影响旋翼气动性能的重要设计参数,为了避免旋翼在旋转过程中发生气流分离,提高气动效率,该桨叶弦长为0.15 m。旋翼实度定义为各片桨叶实占面积与整个桨盘面积之比,表达式为

$$\sigma = \frac{k \int_0^R b dr}{\pi R^2} \quad (2)$$

式中: σ 为旋翼实度,该旋翼实度为0.047 7; k 为旋翼桨叶片数; b 为桨叶弦长; R 为旋翼半径。

桨叶桨尖速度一般为160~220 m/s,本文旋翼桨尖速度为200 m/s,旋翼转速为955 r/min。

1.3 桨叶气动参数设计

桨叶的气动外形由气动扭转角、平面形状、翼型配置等参数来确定。为了使诱导速度沿桨叶展

向均匀分布,减少诱导功率的损失,该桨叶采用 -8° 的线性气动扭转角。桨叶平面形状选用为矩形,桨尖前缘呈抛物线后掠,桨叶外形图如图 1 所示。



图 1 桨叶外形图
Fig. 1 Blade outline diagram

升阻比高、力矩系数小的翼型能够提高旋翼的气动性能^[14]。NACA 和 OA 翼型是旋翼上比较常用的翼型,翼型升阻比曲线如图 2 所示,翼型力矩系数曲线如图 3 所示,可以看出:在大迎角范围内,OA212 翼型比 NACA 系列翼型具有较高的升阻比和较低的力矩系数,气动性能较好,因此本文选用 OA212 翼型。

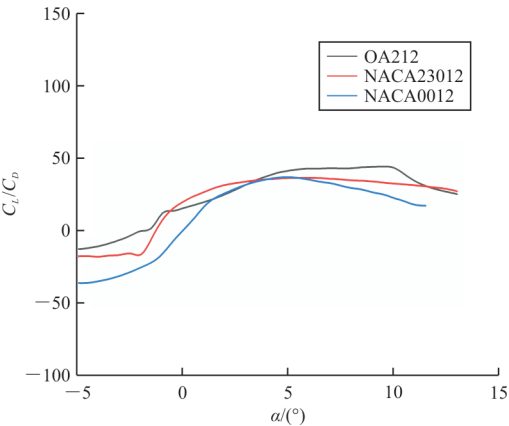


图 2 翼型升阻比曲线
Fig. 2 Lift-drag ratio curve of airfoil

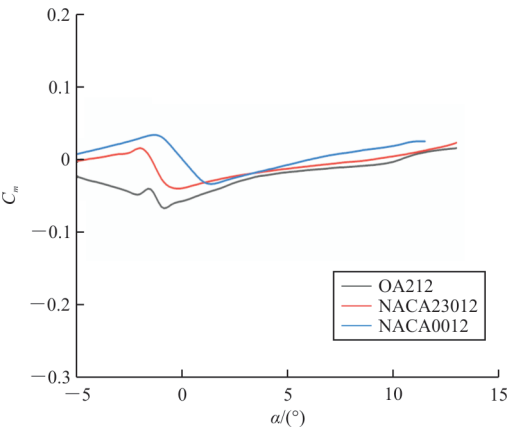


图 3 翼型力矩系数曲线
Fig. 3 Moment coefficient curve of airfoil

旋翼的总体参数及气动外形参数如表 2 所示。

表 2 旋翼总体参数及气动外形参数
Table 2 Overall parameters and aerodynamic profile parameters of rotor

序号	参数	构型或数值
1	旋翼直径/m	4
2	桨叶弦长/m	0.15
3	旋翼工作转速/($r \cdot \min^{-1}$)	955
4	旋转方向	俯视逆时针
5	桨叶片数	2
6	桨叶翼型	OA212
7	桨叶平面形状	矩形
8	桨叶扭转角/($^{\circ}$)	-8

1.4 悬停状态气动特性分析

采用滑移网格法对旋翼悬停状态气动性能进行分析,网格分为旋转区域网格和背景区域网格。旋转区域网格如图 4 所示,为了模拟桨叶边界层流动,在桨叶表面生成边界层网格,第一层网格高度为 0.003 mm。背景区域采用的非结构网格如图 5 所示,入口条件设为速度入口,出口条件设为压力出口,桨叶、流场边界设为壁面边界^[15]。

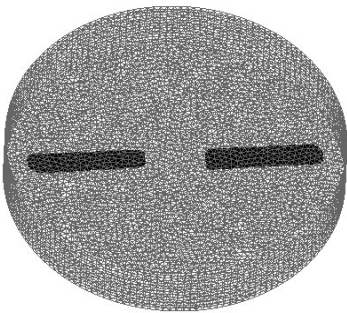


图 4 旋转区域网格示意图
Fig. 4 Schematic diagram of rotating area grid

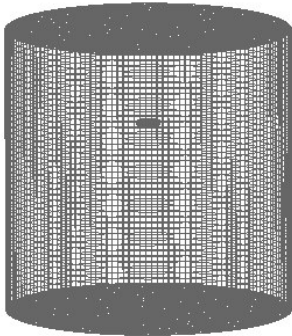


图 5 背景区域网格示意图
Fig. 5 Schematic diagram of background area grid

采用 Fluent 软件进行流场计算, 选用 N-S 方程作为流场的控制方程, 求解类型为滑移网格, 求解器类型为压力基求解器, 湍流模型选择在近壁面区具有更好精度和算法稳定性的 $k-\omega$ SST 模型。

本文采用 CFD 方法对该旋翼进行计算, 得到悬停状态下该旋翼在总距角为 $8^\circ \sim 11^\circ$ 下的气动性能, 旋翼拉力随总距变化规律如图 6 所示, 悬停效率随总距变化规律如图 7 所示。

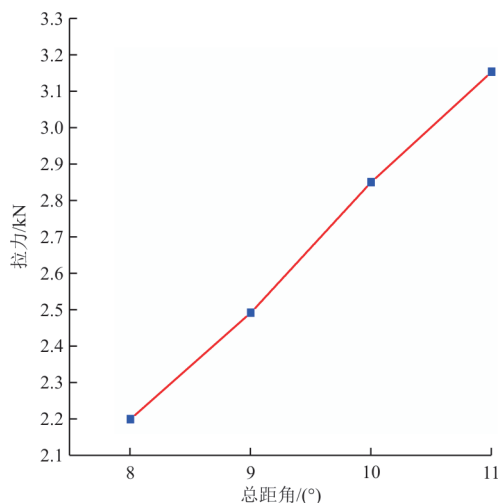


图 6 旋翼拉力随总距变化规律

Fig. 6 Variation law of rotor tension with college pitch

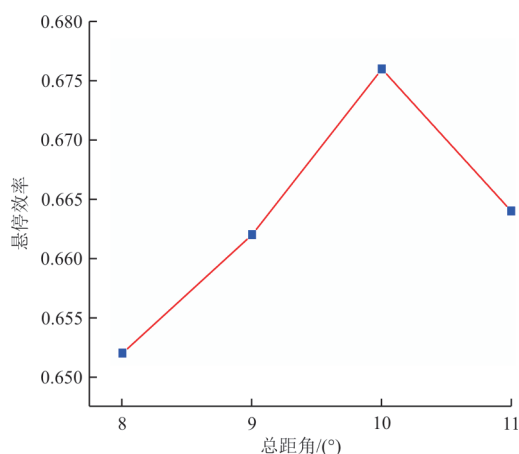


图 7 悬停效率随总距变化规律

Fig. 7 Variation law of hovering efficiency with college pitch

旋翼悬停状态速度云图如图 8 所示, 桨叶上下表面压力分布云图如图 9 所示。在总距角为 10° 时, 该旋翼可以拉起 230 kg 无人直升机, 悬停效率为 0.676, 满足设计要求。

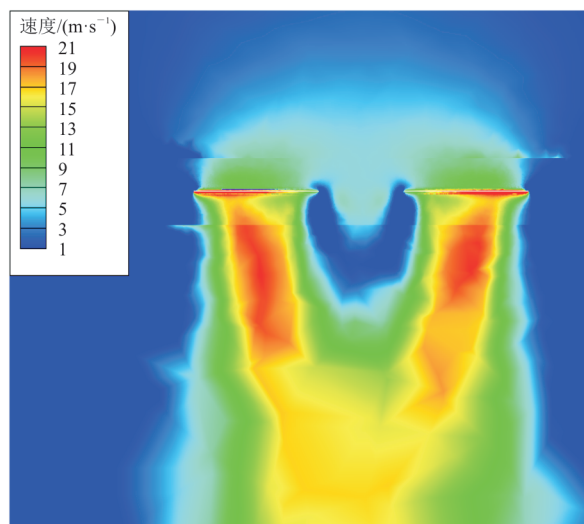


图 8 旋翼悬停状态速度云图

Fig. 8 Velocity cloud image of rotor hovering state



图 9 桨叶上下表面压力分布云图

Fig. 9 Cloud image of pressure distribution on upper and lower blade surfaces

2 旋翼动力学特性分析

为了减少直升机的振动水平, 桨叶设计过程中要避免其固有频率靠近气动激振力频率。首先根据材料特性和结构尺寸计算桨叶剖面特性, 然后建立动力有限元模型计算桨叶的固有频率和振型。

2.1 桨叶内部结构设计

桨叶采用玻璃纤维复合材料模压成型, 内部结构主要包括蒙皮、C 形大梁、泡沫塑料等。C 形大梁和后缘条由玻璃纤维单向带构成, 蒙皮沿桨叶展向 $\pm 45^\circ$ 铺设三层。在蒙皮和大梁之间填充泡沫塑料以提高桨叶刚度^[16], 同时在桨叶前缘内部布置铅配重条以调节弦向中心位置。桨叶材料参数如表 3 所示, 桨叶典型剖面的内部结构如图 10 所示。

表 3 桨叶材料参数

Table 3 Blade material parameters

部件	材料	弹性模量 E/GPa	剪切模量 G/GPa	泊松 比 ν	密度/ ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)
C形大梁	玻璃纤维	54.6	6	0.3	2 080
蒙皮	玻璃纤维	9.4	4.14	0.26	1 716
后缘条	玻璃纤维	54.6	6	0.3	2 080
配重	铅	16	5.63	0.42	11 370
泡沫塑料	PMI泡沫	0.074	0.029 6	0.25	52

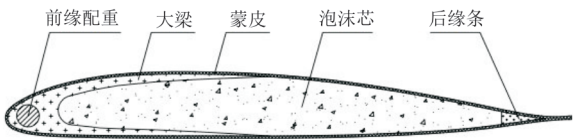


图 10 典型剖面的内部结构
Fig. 10 Internal structure of a typical section

2.2 剖面特性计算

本文采用 VABS 软件对复合材料桨叶剖面特性进行分析,得到桨叶特征剖面挥舞刚度等剖面特性参数。

对该桨叶选取两个特征剖面,区别为剖面是否布置前缘配重,在桨叶 $0.23R\sim0.4R$ 处的展向位置不布置配重,如图 11 所示,在桨叶 $0.4R\sim0.9R$ 处的展向位置布置前缘配重,如图 12 所示。



图 11 无配重特征剖面
Fig. 11 No counterweight feature profile



图 12 带配重特征剖面
Fig. 12 With counterweight feature profile

对复合材料桨叶剖面进行建模,并进行网格划分,如图 13~图 14 所示。将节点信息导入 VABS,得到剖面特性计算结果如表 4 所示。



图 13 无配重特征剖面网格
Fig. 13 Grid without counterweight feature profile



图 14 带配重特征剖面网格
Fig. 14 Grid with counterweight feature profile

表 4 剖面特性计算结果

Table 4 The calculation results of profile characteristics

参数	数值	
	无配重特征剖面	带配重特征剖面
拉伸刚度/N	1.81×10^7	1.71×10^7
挥舞弯曲刚度/($\text{N}\cdot\text{m}^2$)	700.09	697.82
摆振弯曲刚度/($\text{N}\cdot\text{m}^2$)	2.24×10^4	2.06×10^4
扭转刚度/($\text{N}\cdot\text{m}^2$)	373.55	385.36
线密度/($\text{kg}\cdot\text{m}^{-1}$)	1.05	1.31

2.3 桨叶固有特性计算

本文基于汉密尔顿原理^[5],建立孤立旋翼的动力学模型,计算单元质量矩阵和刚度矩阵。将桨叶按照径向位置划分若干段,计算出桨叶在工作转速下的固有频率和频率比如表 5 所示,挥舞、摆振、扭转振型图如图 15~图 17 所示。

表 5 工作状态下桨叶的固有频率

Table 5 The natural frequency of the blade in working condition

阶次	挥舞		摆振		扭转	
	频率/Hz	频率比	频率/Hz	频率比	频率/Hz	频率比
一阶	19.06	1.20	20.58	1.29	66.85	4.20
二阶	52.80	3.32	122.27	7.68	—	—
三阶	108.86	6.84	—	—	—	—

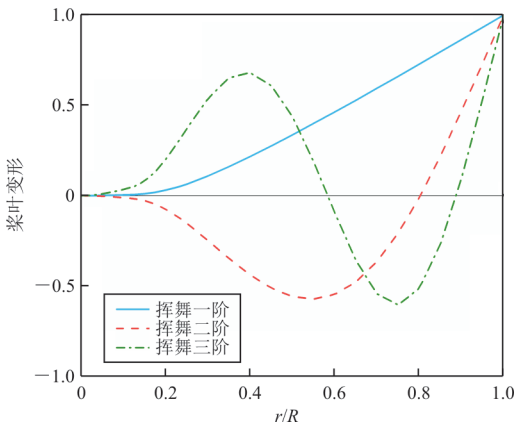


图 15 桨叶挥舞振型图
Fig. 15 Vibration mode diagram of blade flapping

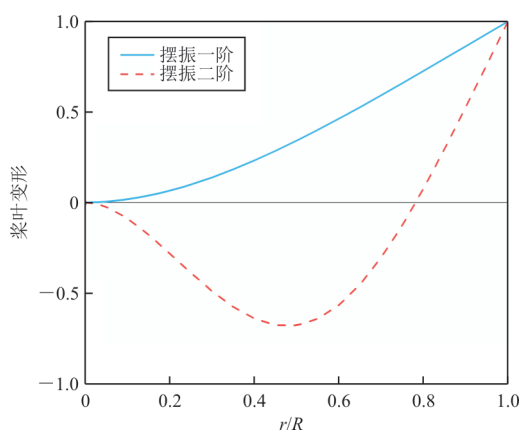


图 16 桨叶摆振振型图

Fig. 16 Vibration mode diagram of blade lagging

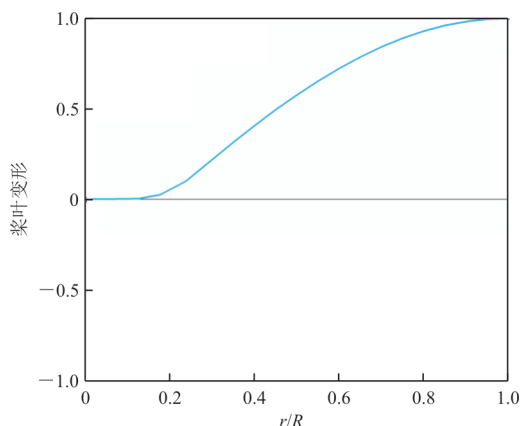


图 17 桨叶扭转振型图

Fig. 17 Vibration mode diagram of blade torsional

桨叶共振图如图 18 所示,可以看出:工作转速下桨叶的固有频率与 8 阶以下的气动激振力频率保持一定的范围。

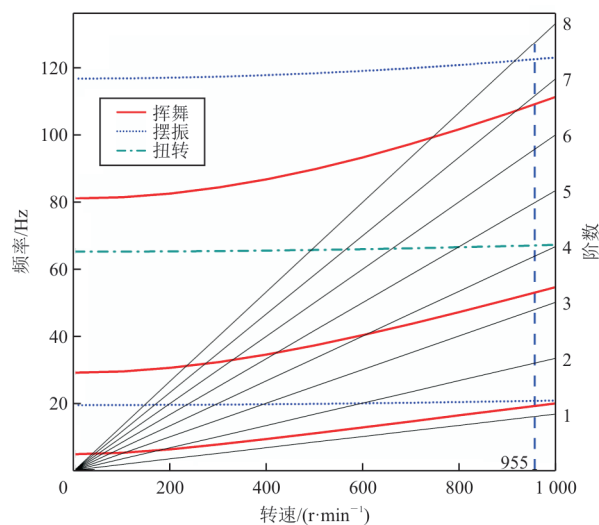


图 18 桨叶共振图

Fig. 18 Blade resonance diagram

3 结 论

1) 本文设计的旋翼能够成功拉起 230 kg 级的无人直升机,悬停效率大于 0.65,满足设计要求。

2) 将桨叶三维非线性弹性模型分解为二维线性剖面模型和一维非线性梁模型进行动力学特性分析,结果表明,工作转速下桨叶的固有频率与 8 阶以下的气动激振力频率保持一定的范围,避开了转速共振区,满足桨叶动力学设计要求。

参 考 文 献

- [1] 张呈林. 直升机部件设计[M]. 南京: 南京航空航天大学出版社, 2008.
ZHANG Chenglin. Helicopter component design[M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2008. (in Chinese)
- [2] 孟雷, 程小全, 胡仁伟, 等. 直升机旋翼复合材料桨叶结构设计选材分析[J]. 高科技纤维与应用, 2014, 39(2): 16-23.
MENG Lei, CHENG Xiaoquan, HU Renwei, et al. Structural design and material selection analysis of helicopter rotor composite blades [J]. High Tech Fiber and Application, 2014, 39(2): 16-23. (in Chinese)
- [3] 韩东. 直升机结构动力学[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
HAN Dong. Helicopter structural dynamics[M]. Beijing: Science Press, 2020. (in Chinese)
- [4] TETER A, GAWRYLUK J. Experimental modal analysis of a rotor with active composite blades[J]. Composite Structures, 2016, 153: 451-467.
- [5] FRIEDMANN P P, GLAZ B, PALACIOS R. A moderate deflection composite helicopter rotor blade model with an improved cross-sectional analysis[J]. International Journal of Solids and Structures, 2008, 46(10): 2186-2200.
- [6] SLIMANI M, TAAZOUNT M, BOUAZZOUNI A. Perturbed solution of free non-linear vibrations of composite beams [J]. Composite Structures, 2012, 94 (5): 1805-1813.
- [7] YEO H, TRUONG K V, ORMISTON R A. Comparison of one-dimensional and three-dimensional structural dynamics modeling of advanced geometry blades [J]. Journal of Aircraft, 2015, 51(1): 226-235.
- [8] FILIPPI M, ZAPPINO E, CARRERA E. Multidimensional models for double-swept helicopter blades [J]. AIAA Journal, 2019, 57(6): 1-8.
- [9] 季恒昇. 某型直升机的无铰式旋翼设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2023.
JI Hengsheng. Design of hingeless rotors for a certain type of helicopter [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2023. (in Chinese)

(下转第 190 页)