DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.05.003

不同支撑刚度的黏性阻尼器对直升机尾水平轴系动力学影响分析

段铖[1,2],朱如鹏[1],李发家[2,3]

(1. 南京航空航天大学 机电学院,江苏 南京 210016;
2. 中国航发湖南动力机械研究所 直升机传动技术重点实验室,湖南株洲 412002;
3. 济南大学 机械工程学院,山东 济南 250022)

摘　要:为提高直升机传动轴系设计的安全裕度,减小直升机传动轴系的噪声及振动,针对不同支撑刚度的黏性阻尼器对某直升机尾水平轴系动力学的影响进行了研究。对尾水平轴振动特性进行有限元分析,设计了模态试验及临界转速试验,通过计算模态与试验模态对比,研究了尾水平轴系的振动变化情况及相关振型。

关键词:黏性阻尼器;超临界尾传动轴;直升机传动系统;动力学;支撑刚度;临界转速试验

中图分类号:V216.2+1; V214.19　　**文献标志码**:A　　**文章编号**:1671-5276(2026)05-0022-05

Influence Analysis of Viscous Dampers with Different Support Stiffnesses on the Dynamics of a Helicopter Tail Horizontal Shaft System

Duan Cheng[1,2], Zhu Rupeng[1], Li Fajia[2,3]

(1. College of Mechanicaland Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Science and Technology on Helicopter Transmission Laboratory, AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China; 3. College of Mechanical Engineering, University of Jinan, Jinan 250022, China)

Abstract: To improve the safety margin and reduce noise and vibration in helicopter transmission shaft systems, the influence of viscous dampers with different support stiffnesses on the dynamics of a helicopter tail horizontal shaft system is studied. Finite element analysis of the vibration characteristics of the tail horizontal shaft is performed, and the modal test and critical speed test are designed. By comparing the calculated mode with the experimental mode, the vibration variation and related mode shapes of the tail horizontal shaft system are investigated.

Keywords: viscous damper; supercritical tail shaft; helicopter transmission system; dynamics; support stiffness; critical speed test

0　引言

直升机尾传动轴承担着传递动力至尾翼减速器等其他部件的重要作用,随着航空航天领域对直升机传动系统提出的高功重比、高承载能力、低噪声等需求,常规的传动轴亚临界转速设计已不能满足新型直升机的设计要求[1-2]。超临界转速设计可使尾传动轴的工作转速提升至第 1 阶与第 2 阶临界转速之间,同时减少传动系统中轴承支撑座的数量,但传动轴跨越第 1 阶临界转速时会产生较大的横向振动,甚至产生振动过载、损坏零部件等危险工况[3-4]。为提高传动系统的安全裕度,满足传动轴的超临界转速设计,传动系统的减振设计成了直升机的重要研究方向之一[5]。

黏性阻尼器用于直升机传动系统中时,能有效提高传动系统的平稳性,降低振动及噪声,帮助直升机尾传动轴安全跨越第 1 阶临界转速[6-7]。相较于弹性支撑、干摩擦阻尼器及挤压油膜阻尼器[8],黏性阻尼器在共振频率附近的减振效果更好,而且减轻了传动系统的质量,具有更高的可靠性。由于黏性阻尼器具有复杂的非线性特性,对其结构设计、传动系统的动力学计算等方面具有较大的难度[9]。此外,黏性阻尼器在高振动环境下长时间工作,阻尼的减振性能会下降,影响阻尼器的支撑刚度。

目前,黏性阻尼器已广泛应用于汽车、航空等领域。王锡龙[10]建立了黏弹性减振器的刚度和阻尼模型,研究其对传动轴系的动力学特性影响,

基金项目:国家自然科学基金面上项目(51975274);济南市“新高校 20 条”资助项目(202228116)

第一作者简介:段铖(1981—),男,江西永新人,高级工程师,硕士,研究方向为减振降噪技术,selina0227@ sina.com。

通信作者简介:朱如鹏(1959—),男,江苏建湖人,教授,博士,研究方向为机械传动设计理论与方法,rpzhu@ nuaa.edu.cn。

并给出黏弹性减振器的设计步骤,为黏弹性减振器在直升机上的应用设计提供了理论基础。张针粒[11]详细研究了黏弹性减振器的结构设计、动力学计算及温升计算等方法,设计定频变温、变频变温试验,验证了黏弹性减振器温度谱模型及计算的准确性。

综上所述,黏性阻尼器的性能对直升机尾传动轴的影响仍有较大的研究空间,本文针对不同支撑刚度的黏性阻尼器对某直升机尾传动轴系动力学的影响进行研究,获取直升机尾传动轴系的相关模态及振型,分析不同支撑刚度的黏性阻尼器,对某直升机尾水平轴系85%额定转速下动力学的影响。

1　尾水平轴系计算

1.1　尾水平轴系结构

直升机尾传动轴组件由尾水平轴系和尾斜轴组件两大部分组成。尾水平轴系由一段尾水平第Ⅰ段轴组件、三段尾水平第Ⅱ段轴组件和一段尾水平第Ⅲ段轴组件组成。三段尾水平第Ⅱ段轴组件分别通过其上的黏性阻尼器支撑组件与尾水平梁上的安装支架相连。在减速器与尾传动轴之间以及各段轴之间装有联轴节,通过螺栓和螺母完成连接。某直升机尾水平轴及组件结构示意如图1所示,直升机尾传动轴组件主要零部件的材料及各材料性能数据如表1所示。

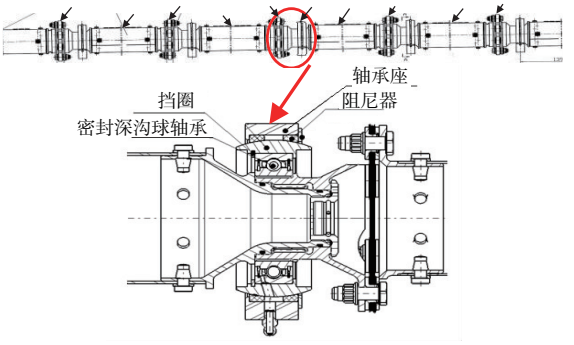


图1　轴组件结构示意图

表1　尾传动轴零件材料

名称	材料	温度 T/℃	弹性模量 E/GPa	泊松比 μ	密度 ρ/(kg/m^3)
管轴	2024铝合金	20	72	0.31	2 800
法兰盘、花键接头等组件	TC4钛合金	20	109	0.34	4 440

1.2　尾水平轴系有限元计算

采用SAMCEF/ROTOR有限元分析软件对尾水平轴进行临界转速计算[12]。临界转速裕度的计算公式为

$$V_{csm}=\frac{|V_{ws}-V_{cs}|}{V_{ws}}\times 100\%$$

式中:V_{csm}为临界转速裕度;V_{ws}为工作转速;V_{cs}为临界转速。

尾传动轴额定工作转速分为三档:100%的额定转速为3 910 r/min(波动范围为85%~100%),85%的额定转速为3 323 r/min,50%的额定转速为1 955 r/min。尾传动轴各轴组件的支承刚度如表2所示。

表2　尾传动轴组件的支承刚度

位置	径向刚度/(N/m)	角向刚度/(N·mm/rad)
输入端	1.0×10^7	—
粘性阻尼器支撑组件	$3\times10^5\sim5\times10^5$	—
输出端	1.0×10^8	2.0×10^6

有限元分析设置中,采用八节点四边形单元对模型进行网格划分[13],轴承单元模拟各个支承,集中质量单元模拟联轴节、螺栓、垫片的质量。有限元模型共有10 147个节点、2 208个单元、8个轴承单元、9个集中质量单元和9个铰接单元。有限元模型如图2所示。



图2　平行连接模型示意图

通过有限元计算尾传动轴的临界转速,不同刚度下尾传动轴临界转速计算结果如表3所示,临界转速裕度计算结果如表4所示,各阶振型如图3—图7所示。

表3　尾传动轴临界转速计算结果

黏性阻尼器刚度/($\times10^5$N/m)	转速/(r/min)				
	1阶	2阶	3阶	4阶	5阶
3	2 477	2 620	2 885	3 241	5 075
4	2 829	2 978	3 265	3 350	5 078
5	3 125	3 277	3 320	3 420	5 081

表 4　尾传动轴临界转速裕度计算结果

阶次	额定转速/%	不同刚度下的临界裕度(%)		
		3	4	5
1	50	26.7	44.7	59.8
	85	25.5	14.9	6.0
	100	20.0	27.6	20.0
2	50	34.0	52.3	67.6
	85	21.1	10.3	1.4
	100	33.0	23.8	16.2
3	50	47.6	67.0	69.8
	85	13.2	1.7	13.2
	100	26.2	16.5	15.1
4	50	65.8	71.5	74.9
	85	2.5	1.0	2.9
	100	17.1	14.3	12.5
5	50	159.6	159.7	160.0
	85	52.7	52.8	52.9
	100	29.8	29.9	30.0



图 3　尾水平轴 1 阶振型

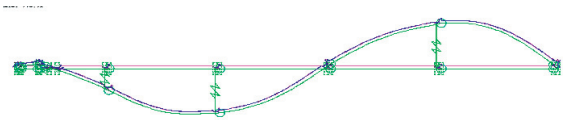


图 4　尾水平轴 2 阶振型

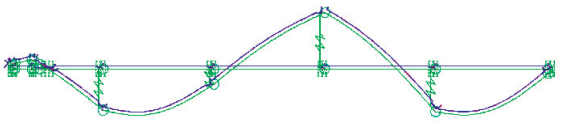


图 5　尾水平轴 3 阶振型

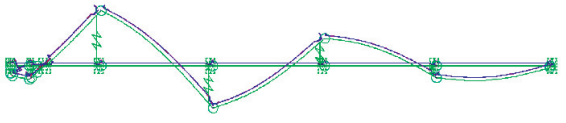


图 6　尾水平轴 4 阶振型

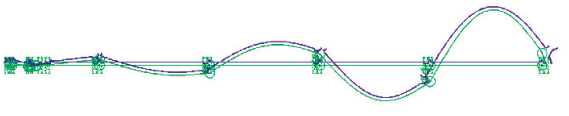


图 7　尾水平轴 5 阶振型

根据以上计算结果分析可知,第 4 阶振型主要以刚体振型为主,振幅最大位置位于支承处,同时支承处装有粘性阻尼器,可对振幅进行有效抑制,该振型危险性不大[14]。对于第 1、2、3 与 5 阶振型,轴系存在一定弯曲,如果发生共振存在一定高周疲劳失效风险[15]。

在缺少试验验证的条件下,分析各阶临界转速下黏性阻尼器的支承刚度范围,临界转速随支承刚度的变化以及给定转速下的支承范围如图 8—图 9 所示。

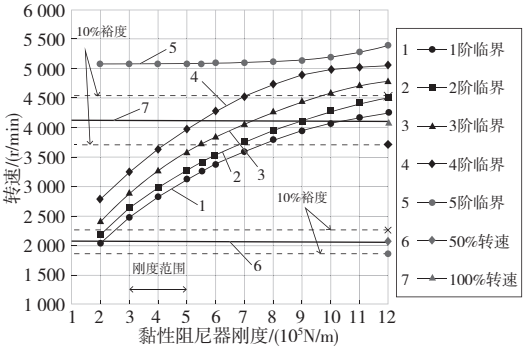


图 8　50%额定转速与 100%转速下的支承刚度范围

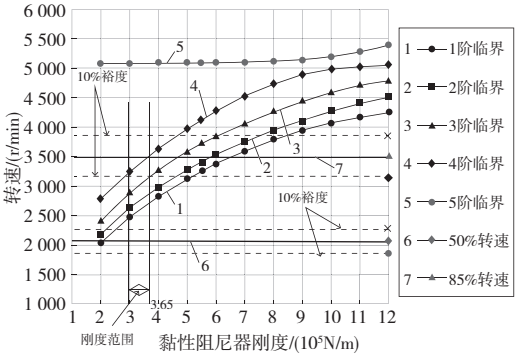


图 9　50%额定转速与 85%转速下的支承刚度范围

1)由图 8 可知,若考虑 50%额定转速与 100%额定转速,为满足临界转速的裕度要求,黏性阻尼器的刚度应在 $3.0\times10^5\sim5.0\times10^5$ N/m 范围内。

2)由图 9 可知,若增加 85%的额定转速,为满足临界转速的裕度要求,黏性阻尼器的刚度应在 $3.00\times10^5\sim3.65\times10^5$ N/m 范围内。

2　临界转速试验

临界转速试验针对尾水平轴系在 85%额定工作转速进行,目的在于测定尾水平轴系在正常工作转速范围内(尤其是 85%额定转速附近)的振动水平,为评估尾水平轴系在 85%额定转速下是

否可以安全工作提供依据。

2.1　尾水平轴试验设计

将试验件阻尼器安装到试验轴上,并依次更换试验轴法兰盘的3个相位(按0°、120°、240°)进行动态特性试验[16],试验台安装与测试位置如图10所示。

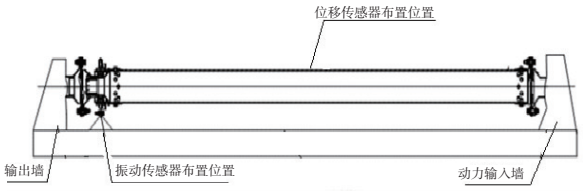


图10　试验台安装与测试示意图

根据轴系临界转速、振动加速度及响应进行计算、分析。试验过程中阻尼器的动刚度会影响到轴系的各阶临界转速及与各工作转速之间的裕度,对轴承支承处的响应及振动加速度也有一定的影响。

2.2　尾水平轴模态测试

测试尾水平轴系的各阶模态[17],尾水平轴系模态试验结果如表5所示,测试的1—3阶模态振型如图11—图13所示。

表5　尾水平轴模态测试结果

模态阶数	垂直		水平	
	频率/Hz	阻尼比/%	频率/Hz	阻尼比/%
1	44	17.60	46	15.20
2	93	2.12	93	2.57
3	105	3.84	105	4.85

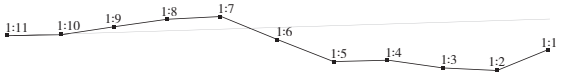


图11　第1阶测试模态振型

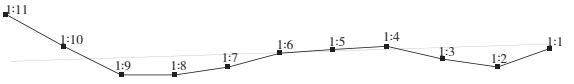


图12　第2阶测试模态振型

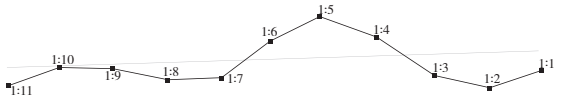
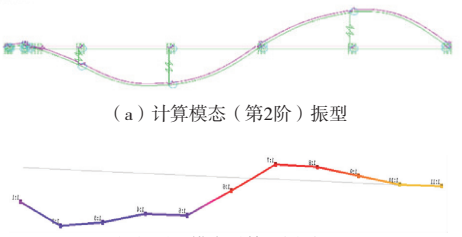


图13　第3阶测试模态振型

由测试结果可知:第1阶模态频率为44~46 Hz(2 640~2 760 r/min),模态阻尼比较高(17.60%),第2阶和第3阶模态频率分别为93 Hz和105 Hz,均已超过了最大工作转速范围。对比计算模态与试验模态结果可知,模态试验的1阶振型与有限元计算的2阶振型相似,模态对比如图14所示。为保持与计算模态节点顺序一致,将测试模态作水平翻转。



(a)计算模态(第2阶)振型

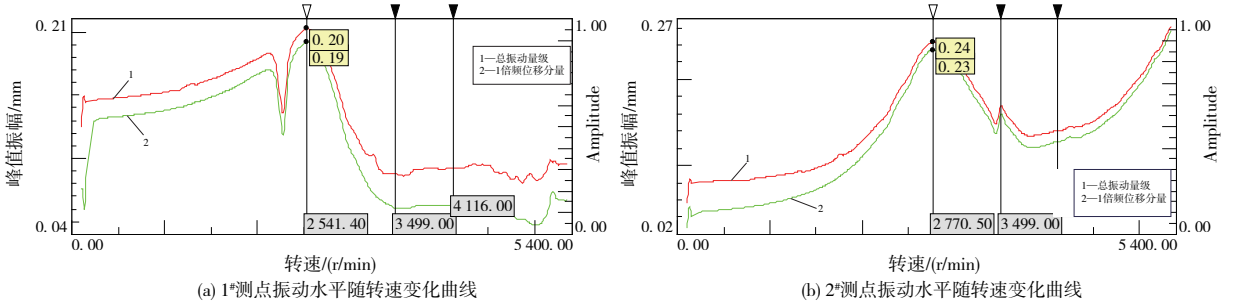
(b)测试模态(第2阶)振型

图14　模态对比图

对比模态计算结果,模态频率与表4中第4组刚度(4×10^5 N/m)下的结果较为接近,两者相差3.3%~5.5%[18]。

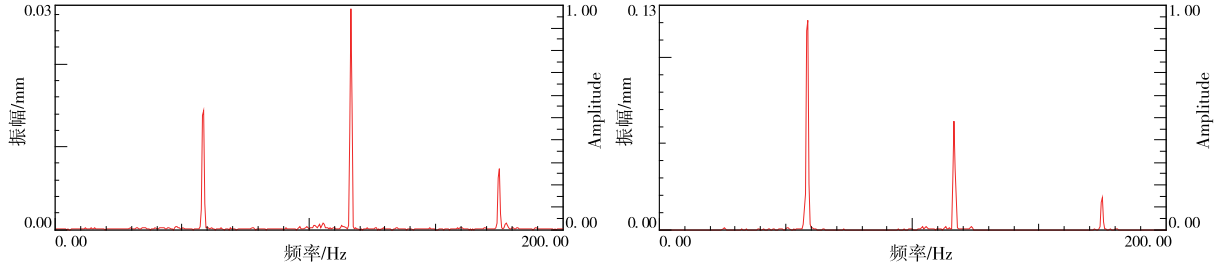
2.3　尾水平轴临界转速测试

测试临界转速下尾水平轴的振动加速度及位移,研究正常工作转速下尾水平轴设计的安全裕度。临界转速试验各测点水平与垂直方向振动水平随转速的变化如图15所示,振动频谱如图16所示,振动时频图如图17所示。



(a) 1#测点振动水平随转速变化曲线　　(b) 2#测点振动水平随转速变化曲线

图15　各测点振动水平随转速变化曲线



(a) 1#测点振动频谱图　　(b) 2#测点振动频谱图

图 16　各测点垂直方面振动频谱图

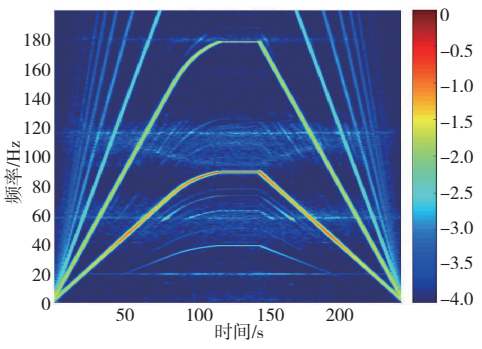


图 17　各测点位移时频图

根据临界转速测试结果可知,尾水平轴系在 2 712 r/min 左右存在峰值,对应的频率为 45.2 Hz,与表 5 中测试的第 1 阶模态频率较接近(44~46 Hz)。由图 15—图 17 可知,在 85%转速下(3 323 r/min)尾水平轴系的振动水平与 100%转速(3 910 r/min)相当。

根据临界转速试验在工作转速范围内存在的峰值(约 2 712 r/min),判定该值对应的模态为工作范围内可被激起的模态,计算其临界转速裕度[19-20],计算结果见表 6。由计算结果可知,85%转速下具有 18.4%的裕度。

表 6　临界转速裕度

参数	额定转速/%	
	85	100
裕度/%	18.4	30.6

3　结语

针对不同支撑刚度的黏性阻尼器对某直升机尾水平轴系进行了有限元分析和模态试验及临界转速试验,通过计算模态与试验模态对比,研究了尾水平轴系的振动变化情况及相关振型,基于上述试验与计算结果,可以得到如下结论:

1)尾水平轴系模态试验测得的第 1 阶模态与临界转速计算结果的第 2 阶模态振型相似,且频率较为接近,在 4×10^5 N/m 的支承刚度下,相对误差为 3.3%~5.5%。

2)根据模态测试与临界转速试验的结果,工作转速范围内只有一阶模态可被激起,该阶模态的阻尼比较高,阻尼比大小为 17.60%,较高的阻尼比对振动有较好的抑制作用,风险相对较小。

3)根据临界转速测试结果计算 85%额定转速下的临界转速裕度为 18.4%,裕度可满足要求。根据转速扫描的振动响应曲线可知,85%额定转速与 100%额定转速下的振动水平相差不大。

综合以上分析,尾水平轴在 85%额定转速下的转子动力学特性可满足设计要求。

参考文献:

[1] 谭武中,王祁波. 直升机传动系统装机振动特性综述[J]. 科学技术创新,2019(2):1-3.

[2] 熊俊,李晓绪,孙金凤. 直升机尾传动轴系统研究综述[C] // 2021 年中国航空工业技术装备工程协会年会论文集. 北京:测控技术杂志社,2021: 172-175.

[3] 宋立瑶,王旦,曹鹏,等. 直升机超临界尾轴限幅减振器安装位置研究[J]. 航空动力学报,2024,39(6):86-96.

[4] 金晟,宋立瑶,曹鹏,等. 直升机超临界尾传动轴干摩擦阻尼器碰摩响应边界特性分析[J]. 振动工程学报,2024,37(5):756-769.

[5] 朱海民,陈蔚芳,朱如鹏. 限幅装置对直升机尾传动轴系统动力学行为的影响研究[J]. 振动与冲击,2022,41(7):97-105.

[6] 谭蔚,陈晓宇,孟国龙,等. 粘弹性阻尼器在联合塔器中的减振研究[J]. 化工机械, 2019, 46(2): 131-136,151.

[7] 管旭辰. 粘弹性减振器温度特性试验系统的研究[J]. 自动化应用,2017,58(6):14-15.

[8] 陈钊, 何立东, 路凯华. 挤压油膜阻尼器非线性振动机理及结构创新综述[J]. 振动与冲击, 2015, 34(1): 1-8. DOI: 10.13465/j.cnki.jvs.2015.01.001

(下转第 41 页)

[6] Liu X L,Zhang J X,Pei Z R. Machine learning for high-entropy alloys:Progress,challenges and opportunities[J]. Progress in Materials Science,2023,131:101018.
[7] Chen J,Zhou X Y,Wang W L,et al. A review on fundamental of high entropy alloys with promising high-temperature properties [J]. Journal of Alloys and Compounds,2018,760:15-30.
[8] Chen B Q,Zhuo L C. Latest progress on refractory high entropy alloys:Composition,fabrication,post processing,performance,simulation and prospect[J]. International Journal of Refractory Metals and Hard Materials,2023,110:105993.
[9] Xiong W,Guo A X Y,Zhan S,et al. Refractory high-entropy alloys:A focused review of preparation methods and properties [J]. Journal of Materials Science & Technology,2023,142:196-215.
[10] Liu Y,Gong Y D,Zhang H,et al. Experimental investigations into grinding characteristics of high entropy alloys (HEAs) using micro grinding[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2018,96(9/10/11/12):4477-4499.
[11] Huang Z Y,Dai Y Q,Li Z,et al. Investigation on surface morphology and crystalline phase deformation of $Al_{80}Li_5Mg_5Zn_5Cu5$ high-entropy alloy by ultra-precision cutting [J]. Materials & Design,2020,186:108367.
[12] Zhang L,Hashimoto T,Yan J W. Machinability exploration for high-entropy alloy FeCrCoMnNi by ultrasonic vibration-assisted diamond turning [J]. CIRP Annals,2021,70(1):37-40.
[13] Litwa P,Hernandez-Nava E,Guan D K,et al. The additive manufacture processing and machinability of CrMnFeCoNi high entropy alloy [J]. Materials & Design,2021,198:109380.
[14] 王旭. $WNbMoTaZr_{0.5}$高熵合金切削性能及机理研究[D]. 合肥:合肥工业大学,2022.
[15] Bakkal M,Shih A J,McSpadden S B. Light emission,chip morphology,and burr formation in drilling the bulk metallic glass [J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture,2005,45(7/8):741-752.
[16] Chen S H,Zhang J S,Guan S,et al. Microstructure and mechanical properties of $WNbMoTaZr_x$(x = 0.1,0.3,0.5,1.0) refractory high entropy alloys[J]. Materials Science and Engineering:A,2022,835:142701.
[17] Constantin G,Balan E,Voiculescu I,et al. Cutting behavior of $Al_{0.6}$CoCrFeNi high entropy alloy [J]. Materials,2020,13(18):4181.
[18] 袁芳,徐亮,王新永,等. 高速铣削 Ti-10V-2Fe-3Al 的刀具磨损试验研究[J]. 机械制造与自动化,2023,52(1):51-55.
[19] Zhang P,Lin Z Y,Wang S X,et al. Investigation on the micromachining mechanism of $FeCoCrNiAl_{0.6}$ high-entropy alloy[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology,2023,127(9/10):4803-4818.
[20] 丁峰. 锆基非晶合金切削加工机理研究[D]. 广州:广东工业大学,2021.

收稿日期:2024-05-28

(上接第 26 页)

[9] 黄文俊,李录平,祁立君,等. 几种常见阻尼器的减振特性分析[J]. 振动与冲击,2007,26(7):40-42,68.
[10] 王锡龙. 粘弹性减振器对直升机传动轴系动力学特性的影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2012.
[11] 张针粒. 粘弹性隔振器动力学性能理论及实验研究[D]. 武汉:华中科技大学,2012.
[12] 倪德,李科锋,刘建武. 基于分布质量轴模型的尾传动轴系临界转速分析[J]. 南京航空航天大学学报,2016,48(6):822-827.
[13] 刘星,龙伦,谢俊岭,等. 基于有限元法的直升机动力传动轴的设计[J]. 机械设计,2018,35(4):97-100.
[14] 倪德,段铖,曹苗飞,等. 直升机尾传动轴临界转速计算方法及影响因素研究[J]. 机械传动,2022,46(4):68-72.
[15] 陆凤霞,朱如鹏,倪德. 直升机机动飞行对尾传动轴临界转速的影响[J]. 振动与冲击,2016,35(11):109-115.
[16] 王迪,夏海纯,倪德,等. 直升机主减速器传动效率试验方法[J]. 航空动力学报,2020,35(12):2673-2680.
[17] 蒋函成,魏静,张爱强,等. 某直升机主减传动系统振动能量传递特性研究[J]. 振动与冲击,2021,40(7):95-104,170.
[18] 许华超,秦大同,刘长钊,等. 计入结构柔性的直升机主减速器振动特性分析[J]. 航空动力学报,2019,34(5):1020-1028.
[19] 倪德,钟团结,魏静,等. 某直升机传动系统旋翼轴扭振计算及优化设计[J]. 机械传动,2022,46(1):80-86.
[20] 许兆棠. 传动比对直升机尾传动系统扭转振动影响的分析[J]. 工程力学,2009,26(12):249-256.

收稿日期:2024-05-05