

# 用于直升机舱内降噪的主减支撑吸振技术研究

王风娇<sup>1</sup>, 李翱<sup>1</sup>, 李明强<sup>1</sup>, 李建伟<sup>2</sup>

(1.中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001;  
2.陆军装备部航空军事代表局驻景德镇地区航空军事代表室, 江西 景德镇 333001)

**摘要:** **目的** 通过控制主减速器结构声, 进一步实现直升机舱内降噪。**方法** 在主减支撑结构上进行吸振设计, 从根源上抑制齿轮振动向机身传播。基于某直升机, 利用传递矩阵法, 建立支撑结构/吸振器的动力学模型, 进一步结合有限元法建立支撑结构/舱段结构/声场的声振耦合系统动力学模型, 验证该技术的中高频减振和降噪性能。在此基础上, 分析吸振频率、质量和阻尼对支撑结构振动传递特性的影响规律。根据某直升机的降噪需求, 设计得到一组满足需求的样例参数, 并开展声振耦合仿真分析。**结果** 在主减支撑结构上附加总质量为4 kg的吸振器结构, 即可实现舱内目标频率降噪超过35 dB。**结论** 主减支撑结构吸振设计可有效控制舱内中高频主减结构声。

**关键词:** 直升机; 主减速器; 支撑结构; 吸振; 舱内降噪

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2022)09-0083-09

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2022.09.013

## Vibration Absorption Technology on the Support Structure of Main Gearbox for Helicopter Cabin Noise Reduction

WANG Feng-jiao<sup>1</sup>, LI Ao<sup>1</sup>, LI Ming-qiang<sup>1</sup>, LI Jian-wei<sup>2</sup>

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jiangxi Jingdezhen, 333001, China; 2. Aviation Military Representative Office Stationed in Jingdezhen, Aviation Military Representative Bureau, Army Equipment Department, Jiangxi Jingdezhen, 333001, China)

**ABSTRACT:** The structure-borne noise from main gearbox is one of the main noise sources in helicopter cabin. In order to realize the noise control, the vibration absorption design on the supporting structure of the main gearbox is proposed to suppress the vibration transmission from the gearbox to the fuselage. To verify its performances, based on a certain helicopter, the dynamic model of the supporting structure with the vibration absorber was established based on the transfer matrix method. Then, the dynamic model of the vibro-acoustic coupling system, including the supporting structure, the fuselage, and the cabin sound field, was established. On this basis, the influence of the vibration absorption frequency and weight on the vibration transmission characteristics of the supporting structure was analyzed. Furthermore, according to the requirements of a certain helicopter, a set of sample parameters was chosen, and the vibro-acoustic coupling simulation analysis was carried out. The analysis results shows that the vibration absorption can effectively control the structure-borne noise from main gearbox and the noise reduction

收稿日期: 2022-06-26; 修订日期: 2022-08-13

Received: 2022-06-26; Revised: 2022-08-13

作者简介: 王风娇(1989—), 女, 博士, 工程师, 主要研究方向为直升机振动和噪声控制。

**Biography:** WANG Feng-jiao (1989-), Female, Doctor, Engineer, Research focus: helicopter vibration and noise control.

引文格式: 王风娇, 李翱, 李明强, 等. 用于直升机舱内降噪的主减支撑吸振技术研究[J]. 装备环境工程, 2022, 19(9): 083-091.

WANG Feng-jiao, LI Ao, LI Ming-qiang, et al. Vibration Absorption Technology on the Support Structure of MainGearbox for Helicopter Cabin Noise Reduction[J]. Equipment Environmental Engineering, 2022, 19(9): 083-091.

of the target frequency can be more than 35 dB with a total weight of 4 kg, which providing a technology support for the schematic design of noise reduction in helicopter cabin.

**KEY WORDS:** helicopter; main gearbox; supporting strut; vibration absorption; middle-high frequency; cabin noise reduction

直升机舱内噪声问题严重,飞行时,内部声压级甚至可达 100 dBA 以上<sup>[1-2]</sup>,严重危害驾乘人员的身体健康。某直升机舱内噪声频谱如图 1 所示<sup>[3]</sup>。可以看出,由主减速器(以下简称主减)产生的谐波噪声明显,一般位于人耳敏感频带范围(500~4 000 Hz)<sup>[4-5]</sup>,单频幅值甚至超过 95 dBA<sup>[6]</sup>,是影响舱内乘坐舒适度的主要原因之一<sup>[7]</sup>。因此,为改善直升机舱内噪声环境,应采取措施降低主减速器引起的舱内噪声水平。

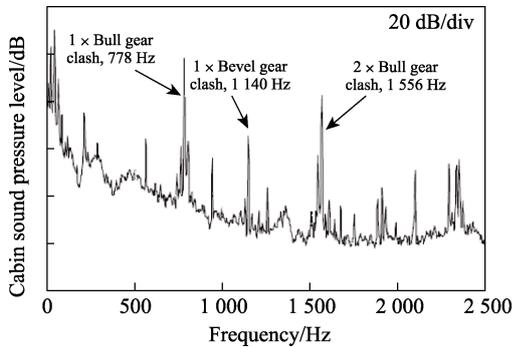


图 1 S-76 直升机舱内噪声谱<sup>[3]</sup>

Fig.1 Noise Spectrum in S-76 Helicopter Cabin<sup>[3]</sup>

为获得有效的噪声控制措施,研究人员对主减噪声向机身的传递路径进行了详细研究<sup>[4,8]</sup>。结果表明,主减机匣振动会通过主减支撑结构传递到舱壁,产生明显的谐波振动,进而向舱内辐射谐波噪声,形成结构声传递路径。对于众多机型,如 Lynx<sup>[8]</sup>、OH-58<sup>[4]</sup>、A-109<sup>[9]</sup>、BK-117<sup>[10]</sup>等,该传递路径为主减速器噪声的主传递路径。因此,通过主减支撑结构的减振设计,直接抑制齿轮谐波振动向机身传递,成为直升机舱内噪声控制的有效途径<sup>[11-12]</sup>。

截至目前,国外已发展出了多种基于主减支撑结构的减振技术,包括主动和被动控制技术<sup>[13]</sup>。其中,主动控制技术主要是通过主减撑杆或支架上安装主动作动器引入次级力,抑制主减速器中高频振动向机身传递,从而控制舱内结构声<sup>[14-16]</sup>。该技术的降噪有效性已在 S-76<sup>[3]</sup>、BK117<sup>[17-18]</sup>、A109<sup>[19]</sup>、Bell407<sup>[20]</sup>等机型上开展了大量地面和飞行验证试验,舱内降噪效果明显,但距离实际应用尚存在一些困难,包括安装空间、支撑刚度、控制稳定性、维护等问题。

相比之下,被动控制技术更易实现,包括隔振<sup>[21-23]</sup>、吸振<sup>[24]</sup>和阻振<sup>[25]</sup>等。其中,隔振设计需改变原支撑刚度,导致设计复杂<sup>[26-27]</sup>;阻振技术虽不改变原有结构,但受限于结构刚度<sup>[5]</sup>,阻振效果不明显;吸振技术既不需要改变原结构设计,又可在某一主减谐波处取得较好的窄带控制效果,且安装方便,极具吸引

力。然而,目前吸振技术的研究多针对旋翼低频振动<sup>[28-29]</sup>,用于直升机降噪的文献描述很少,更缺乏对舱内减振降噪的深入研究。

由此,为验证该吸振技术的中高频减振和降噪性能,基于某直升机,首先建立支撑结构/吸振器的动力学模型,进一步建立支撑结构/舱段结构/声场的声振耦合系统动力学模型。在此基础上,对吸振器进行参数影响规律分析,分析不同参数对支撑结构振动传递特性的影响。最后,依据参数规律,根据直升机的降噪需求,开展样例吸振器设计,并通过声振耦合仿真分析验证了该技术的舱内降噪性能。

## 1 动力学建模

为获得吸振器对主减支撑结构振动特性和舱内噪声的影响,分别建立直升机支撑结构(包括有、无吸振结构)、机舱结构、舱内声场以及声振耦合系统动力学模型。考虑到机身结构和空腔声场的复杂性,采用有限元法进行建模,而支撑结构较为简单,为方便分析,采用传递矩阵法和弹簧质量系统进行建模。

### 1.1 主减支撑结构

对于直升机,主减支撑结构一般为多根空心圆柱撑杆,每根撑杆均可看作多个单元串联组成。其中,轴向单元的动力学方程可表述为:

$$\begin{bmatrix} F(0) \\ F(l) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{e11} & K_{e12} \\ K_{e21} & K_{e22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X(0) \\ X(l) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $l$ 为单元长度; $F(0)$ 和 $X(0)$ 分别为单元起始端的轴向作用力和位移; $F(l)$ 和 $X(l)$ 分别为单元末端的轴向作用力和位移; $K_{e11}$ 、 $K_{e12}$ 、 $K_{e21}$ 、 $K_{e22}$ 分别为单元的动态刚度矩阵元素,下标 $e$ 表示单元。

由此,根据文献[30]推导过程,得到撑杆的单元的传递矩阵 $T_e$ 为:

$$T_e = \begin{bmatrix} -K_{e12}^{-1}K_{e11} & K_{e12}^{-1} \\ -K_{e21} + K_{e22}K_{e12}^{-1}K_{e11} & -K_{e22}K_{e12}^{-1} \end{bmatrix} \quad (2)$$

假设单根撑杆由 $N$ 个单元串联,则撑杆的传递矩阵 $T_s$ 为:

$$T_s = T_e^N \quad (3)$$

根据矩阵变换,最终得到撑杆的动力学方程为:

$$\begin{bmatrix} [F_s]_p \\ [F_s]_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [K_s]_{pp} & [K_s]_{pm} \\ [K_s]_{mp} & [K_s]_{mm} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} [X_s]_p \\ [X_s]_m \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: $[F_s]_p$ 和 $[X_s]_p$ 分别为撑杆顶端的轴向作用力和位移; $[F_s]_m$ 和 $[X_s]_m$ 分别为撑杆底端的轴向作用力和位移。

和位移;  $[K_s]_{pp}$ 、 $[K_s]_{pm}$ 、 $[K_s]_{mp}$ 、 $[K_s]_{mm}$  分别为撑杆的动态刚度矩阵元素, 下标 s、p 和 m 分别代表撑杆、撑杆顶端和撑杆底端。

当撑杆两端自由, 且受外部动载荷  $F_0$  激励时, 有:

$$[F_s]_p = F_0, \quad [F_s]_m = 0 \quad (5)$$

结合式 (4), 得到撑杆两端的位移传递函数  $T$  为:

$$T = \frac{[X_s]_m}{[X_s]_p} = -[K_s]_{mm}^{-1}[K_s]_{mp} \quad (6)$$

进一步引入吸振器, 如图 2 所示。理论上, 吸振器设计时, 吸振器的固有频率应与主减齿轮频率一致。考虑到吸振效果更易产生在等效刚度小的安装位置, 故本文提出将吸振器安装在撑杆底部, 沿其振动主传递方向——轴向布置。

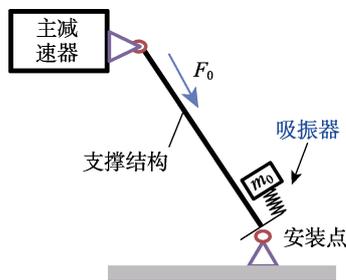


图 2 主减支撑结构吸振设计  
Fig.2 Support structure of main gearbox

假设吸振器的刚度和质量分别为  $k_0$  和  $m_0$ , 则式 (6) 中的  $[K_s]_{mm}$  可变为:

$$[\tilde{K}_s]_{mm} = [K_s]_{mm} - \frac{k_0 \cdot m_0 \omega^2}{k_0 - m_0 \omega^2} \quad (7)$$

式中:  $[\tilde{K}_s]_{mm}$  为安装有吸振器的撑杆刚度矩阵元素。若  $k_0$  为复数刚度, 则可考虑阻尼影响。将式 (7) 代入式 (4) 和 (6), 即可求得安装吸振器后撑杆的传递矩阵  $\tilde{T}_s$  以撑杆两端的位移传递函数  $\tilde{T}$ 。

## 1.2 舱段结构模型

为验证吸振设计的降噪效果, 截取直升机主减减速器附近舱段, 并建立其机身舱段结构模型。根据有限元法, 结构单元的动力学方程可表述为:

$$\mathbf{M}_e \ddot{\mathbf{u}}_e + \mathbf{C}_e \dot{\mathbf{u}}_e + \mathbf{K}_e \mathbf{u}_e = \mathbf{F}_e \quad (8)$$

式中:  $\mathbf{M}_e$  为结构单元质量矩阵;  $\mathbf{C}_e$  为结构单元阻尼矩阵;  $\mathbf{K}_e$  为结构单元刚度矩阵;  $\mathbf{u}_e$  为节点位移量;  $\mathbf{F}_e$  为载荷向量。

## 1.3 舱内声场模型

进一步基于流体单元建立舱内辐射声场的有限元模型。其中流体单元的动力学方程为:

$$\mathbf{M}_e^p \ddot{\mathbf{p}}_e + \mathbf{C}_e^p \dot{\mathbf{p}}_e + \mathbf{K}_e^p \mathbf{p}_e = 0 \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{M}_e^p$  为流体单元质量矩阵;  $\mathbf{C}_e^p$  为流体单元阻尼矩阵;  $\mathbf{K}_e^p$  为流体单元刚度矩阵;  $\mathbf{p}_e$  为节点压力

向量。

在舱内流体与机舱壁的耦合界面上, 结构法向加速度引起的惯性力会与流体法向压力达到平衡, 舱壁的结构振动通过耦合界面传递到空腔内, 从而引起流体单元运动, 产生噪声。此时结构动力学方程和流体动力学方程可结合为:

$$\mathbf{M}_e^p \ddot{\mathbf{p}}_e + \mathbf{C}_e^p \dot{\mathbf{p}}_e + \mathbf{K}_e^p \mathbf{p}_e + \mathbf{M}_e^c \ddot{\mathbf{u}}_e = 0 \quad (10)$$

式中:  $\mathbf{M}_e^c$  为单元耦合质量矩阵。在此基础上, 选择舱内典型场点位置, 观察舱内噪声水平。

## 1.4 耦合系统动力学模型

基于上述模型, 在减速器激励下, 得到由支撑结构、舱段结构、声场组成的声振耦合系统动力学模型, 进而有利于分析撑杆吸振对舱内噪声的影响。

假设减速器激励为  $\mathbf{X}_g$ , 则所有传递路径产生的声压之和, 即为舱内某点的实际声压值  $P$ , 见式 (11)。

$$P = \sum_{i=1}^n \mathbf{T}_{pi} \mathbf{T}_{si} \mathbf{X}_g \quad (11)$$

式中:  $\mathbf{T}_{si}$  和  $\mathbf{T}_{pi}$  为吸振器安装前, 第  $i$  根撑杆两端的振动传递函数以及第  $i$  根撑杆底端安装点至舱内任一点的噪声传递函数;  $n$  为减速器撑杆总数。

同理, 可得支撑结构上安装吸振器后, 减速器激励下舱内某点声压值  $\tilde{P}$  为:

$$\tilde{P} = \sum_{i=1}^n \mathbf{T}_{pi} \tilde{\mathbf{T}}_{si} \mathbf{X}_g \quad (12)$$

式中:  $\tilde{\mathbf{T}}_{si}$  为吸振器安装后的撑杆两端的振动传递函数。

从式 (11) 和式 (12) 可以看出, 主减撑杆的振动传递特性对舱内噪声具有决定性作用。下文即基于上述模型进行仿真研究, 分析吸振设计对撑杆振动传递特性和舱内噪声的影响。

## 2 吸振器设计参数分析

首先, 基于所建立的主减支撑结构模型, 分析吸振器不同参数对撑杆振动传递特性的影响, 获得参数的影响规律, 进一步指导参数设计。吸振器的参数取值见表 1, 包括吸振器固有频率、附加质量和阻尼变化范围。其中, 吸振器刚度值通过  $k_0 = m_0 \omega_0^2$  获得。假设每根撑杆上的吸振器质量相同, 则吸振设计附加的总质量为  $n m_0$ 。

表 1 多种吸振器参数取值

Tab.1 A variety of vibration absorbers parameter values			
序号	固有频率 $\omega_0/\text{Hz}$	吸振器质量 $m_0/\text{kg}$	损耗因子
参数 1	17~4 000	0.5	0.01
参数 2	1 262	0.1~2	0.05
参数 3	17~4 000	0.5~30	0.01
参数 4	1 262	0.5	0.01~0.3

### 2.1 支撑结构

参数分析的对比基准为某直升机主减撑杆,其具体尺寸:总长度为1 180 mm,外径为82 mm,内径为78 mm,壁厚为2 mm。材料为合金钢,密度为7 860 kg/m<sup>3</sup>,弹性模量为210 GPa,泊松比为0.3,阻尼为0.001。通过分析得到主减撑杆的振动传递率曲线如图3所示,共振频率分别为1 087 Hz和3 097 Hz。由此可以看出,若主减谐波频率靠近这2个频率,极易引起结构声放大。以此为基准,进行吸振设计振动衰减效果评估。为考虑边频带的影响,振动衰减值取1 262 Hz谐波前后5 Hz带宽的平均振动衰减幅值。

### 2.2 吸振器频率

按表1参数1进行吸振器参数取值,得到如图4所示不同固有频率的吸振器引起的撑杆传递率变化曲线。从图4中可以明显看出,在该参数设置下,300 Hz以下很难实现主减撑杆的吸振控制,甚至会出现振动传递放大;在500 Hz以上,随着频率的增加,

越靠近撑杆固有频率,吸振效果越好,吸振宽度越大,在固有频率附近的减振效果最好;在撑杆的2个固有频率中间,减振效果较差。因此,在吸振设计时,应首先分析主减齿轮谐波频率和撑杆固有频率的距离,越靠近撑杆的固有频率,越有利于吸振控制。

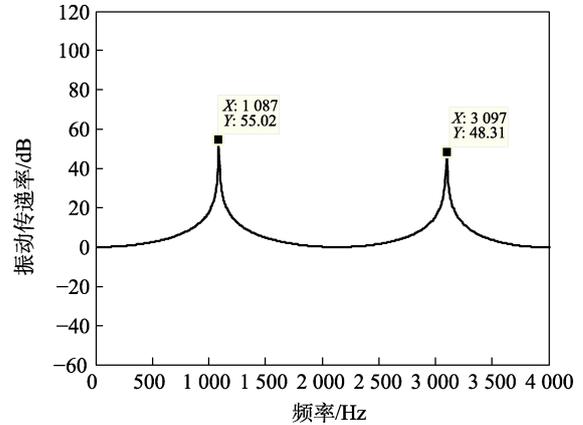


图3 主减撑杆两端振动传递率曲线  
Fig.3 Vibration transmissibility of the supporting strut of the main gearbox

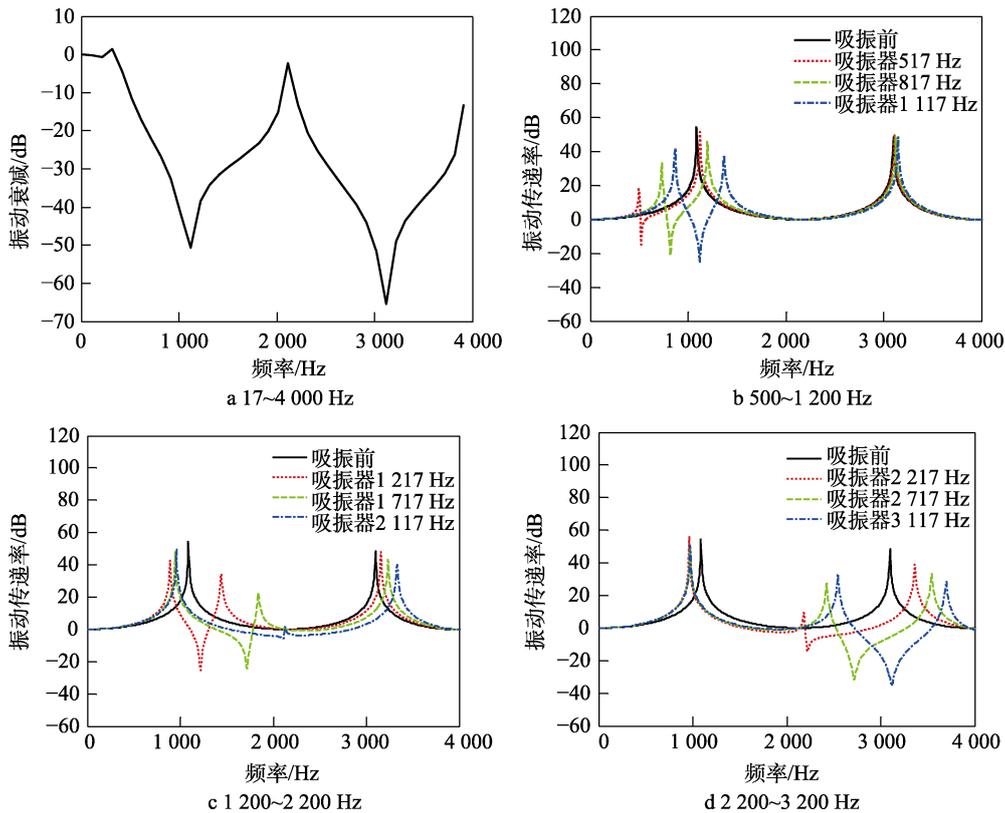


图4 吸振器固有频率对撑杆振动传递率的影响  
Fig.4 Influence of vibration absorbers with different natural frequencies on the strut's vibration transmissibility

### 2.3 吸振器质量

按表1参数2进行参数取值,得到如图5所示吸振器附加质量对支撑结构振动传递率的影响。从图5中可以明显看出,随着吸振器质量的增加,目标频率

处的减振效果明显增加,且控制带宽也增大,有效带宽甚至可以超过500 Hz。因此,为提高降噪效果,同时避免飞行过程中转速变化引起的控制失效,应增加吸振器质量。但从图5b可以看出,吸振质量增大到一定程度时,吸振效果的提升速率变缓。

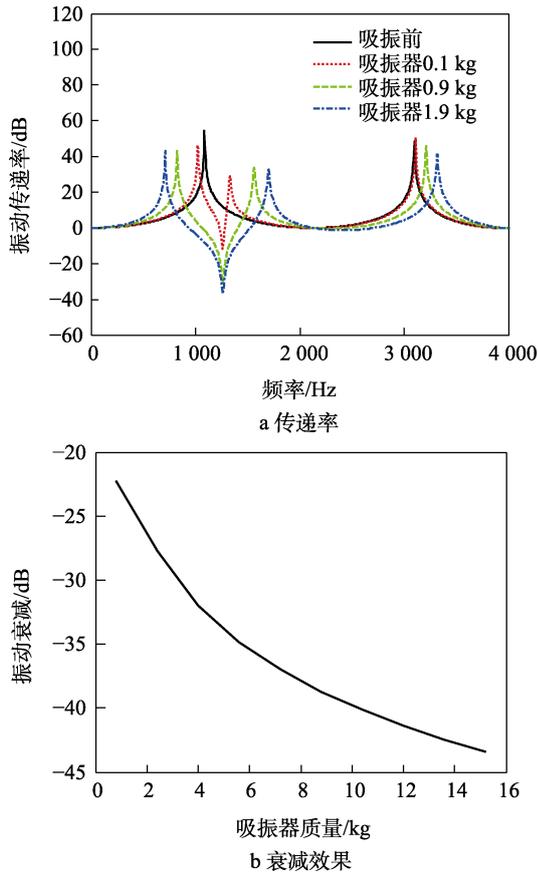


图 5 吸振器质量对撑杆振动传递率的影响

Fig.5 Influence of the weight of vibration absorber on the strut's vibration transmissibility: a) transmissibility; b) attenuation effect

另外, 基于表 1 参数 3, 同时改变吸振器的附加质量和固有频率进行仿真, 如图 6 所示。结果表明, 附加质量增加有利于中高频吸振, 且质量越大, 控制频带越宽。但在控制旋翼引起的低频振动传递时, 附加质量极大, 假设撑杆数量为 8 根, 则附加总质量甚至超过 200 kg。因此, 吸振设计更加适用于中高频主减谐波减振。

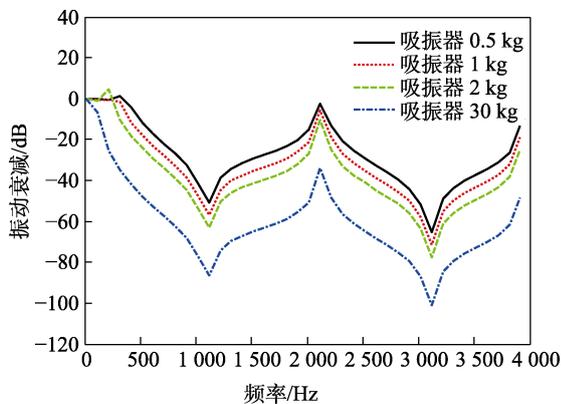


图 6 吸振器固有频率和质量对撑杆振动传递率的影响

Fig.6 Influence of vibration absorbers with different natural frequencies and weights on the strut's vibration transmissibility

## 2.4 吸振器阻尼

基于表 1 参数 4, 得到如图 7 所示不同阻尼的吸振器引起的撑杆传递率变化曲线。从图 7 中可以看出, 随着吸振器阻尼的增加, 目标频率处的减振效果明显减小, 且减振带宽基本不变, 但支撑结构共振峰处的振动得到衰减。因此, 为提高降噪效果, 应减小吸振器阻尼, 考虑到共振峰影响, 可适当引入阻尼。由此可以看出, 为获得较好的主减结构声控制, 应尽量选择小阻尼和大质量的吸振器, 且吸振频率越靠近支撑结构的固有频率, 控制效果越好。

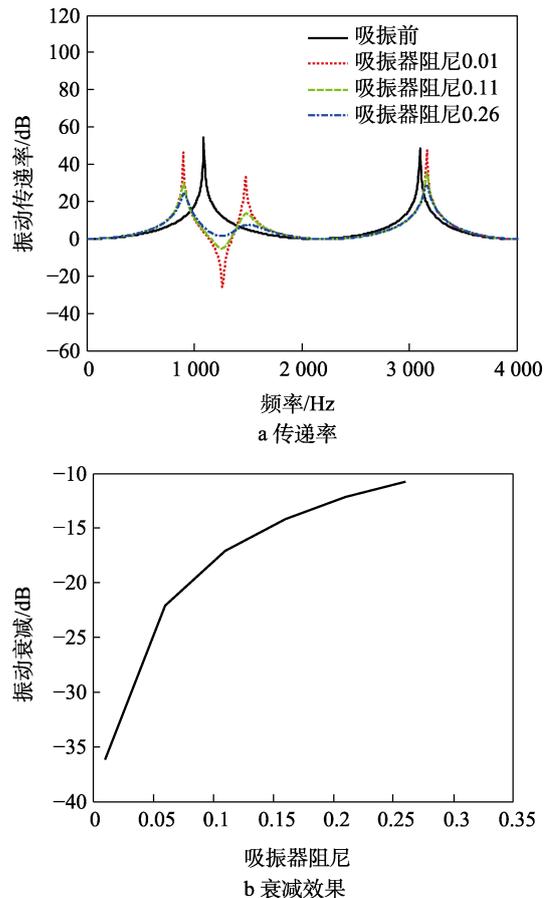


图 7 吸振器阻尼对撑杆振动传递率的影响

Fig.7 Influence of the damping of vibration absorber on the strut's vibration transmissibility: a) transmissibility; b) attenuation effect

## 3 算例验证

基于上述参数分析结果, 进一步以某直升机为例, 进行算例设计和验证。通过与原有撑杆对比, 分析吸振器对主减安装点振动和舱内噪声的影响, 为该技术的实际应用提供数据支撑。

### 3.1 样例设计

根据某直升机研制需要, 对于由 8 根撑杆支撑的

主减速器,其在 1 262 Hz 频率处会产生明显的舱内结构声,应采取控制措施,保证降噪效果不低于 20 dB。参考前文参数分析结果,进行主减支撑吸振设计。首先,根据直升机质量限值要求,初步确定单根撑杆上的吸振器质量;其次,结合降噪频率,计算吸振器的刚度,并分析刚度是否可达;最后,初选吸振器材料

的阻尼损耗因子为 0.01,分析该组参数能否满足降噪目标,若不满足,根据第 2 节参数影响规律进行调整,反复迭代计算后,获得合适的最终设计参数。表 2 给出了一组满足降噪需求的吸振器参数。其中,吸振器安装在主减速器系统每根撑杆的底部,并保证撑杆轴向振动衰减。

表 2 吸振器参数取值

Tab.2 Parameter values of vibration absorber

参数	固有频率/Hz	单个吸振器质量/kg	刚度/(10 <sup>7</sup> N·m <sup>-1</sup> )	损耗因子
取值	1262	0.5	3.14e7	0.01

### 3.2 减振效果分析

将上述吸振器参数代入前文所建立的支撑结构动力学模型,计算吸振器安装前后第 *i* 根主减撑杆两端的振动传递函数  $T_{si}$  变化,仿真结果见图 8 和表 3。从图 8 可以看出,主减撑杆在吸振频率处的振动衰减非常明显,而该衰减主要体现在表 3 中的实部上。

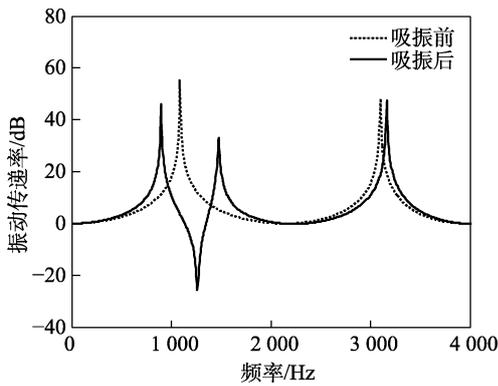


图 8 吸振安装前后撑杆两端振动传递率

Fig.8 Vibration transmissibility of the strutwith and without vibration absorber

表 3 主减撑杆吸振前后振动传递函数

Tab.3 Vibration transfer function of the main gearbox struts before and after vibration absorption

	频率/Hz	传递函数 $T_{si}$	
		吸振前	吸振后
实部	1257	-4.076 4	-0.042 61
	1262	-3.961 3	-0.002
	1267	-3.852 6	0.039 427
虚部	1257	-0.014 9	-0.050 49
	1262	-0.014 1	-0.051 79
	1267	-0.013 4	-0.053 2

假设撑杆施加至主减安装点处的激振力为表 4,其中坐标 *X*、*Y*、*Z* 方向分别代表机身航向、侧向和垂向。在该激励下,进一步对比吸振器安装后主减安装点处激振力的衰减情况,得到的减振效果如图 9 所示。可以看出,吸振设计可有效降低目标频率处齿轮的振动传递,减振效果达到 41 dB,总的附加质量仅 4 kg。

表 4 主减速器撑杆底部安装点处的激振力

Tab.4 Excitation force at the mounting point of the main gearbox struts

位置	方向	N					
		实部			虚部		
		1 257 Hz	1 262 Hz	1 267 Hz	1 257Hz	1 262 Hz	1 267 Hz
撑杆 1、2	<i>X</i>	-3.24	4.38	2.71	-12.20	22.54	9.14
	<i>Y</i>	-39.37	48.65	13.71	-23.09	21.22	1.53
	<i>Z</i>	18.96	-23.93	-6.36	0.38	-1.15	1.94
撑杆 3、4	<i>X</i>	-18.01	25.56	13.75	-28.37	35.92	8.37
	<i>Y</i>	-20.42	20.02	6.64	24.45	-26.46	-6.85
	<i>Z</i>	-2.75	3.07	1.06	-3.35	3.43	1.47
撑杆 5、6	<i>X</i>	6.52	-7.31	0.48	11.88	-16.49	-2.83
	<i>Y</i>	9.87	-12.25	-4.12	-6.84	10.11	3.42
	<i>Z</i>	3.56	-4.20	-1.39	20.80	-26.35	-6.62
撑杆 7、8	<i>X</i>	7.44	-11.50	-4.71	17.52	-17.50	-4.92
	<i>Y</i>	-13.73	17.47	4.79	0.34	-4.92	-3.73
	<i>Z</i>	12.77	-17.15	-6.35	7.98	-9.97	-2.09

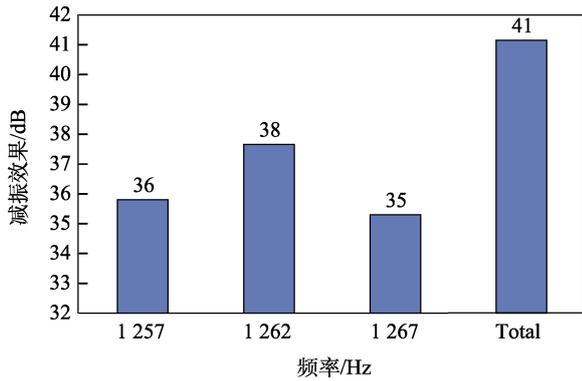


图 9 主减撑杆吸振设计的减振效果

Fig.9 Vibration attenuation effect of the main gearbox struts after vibration absorption

### 3.3 降噪效果分析

根据式 (11) 和 (12), 首先基于某直升机机身舱段结构有限元模型和声场模型, 计算得到第  $i$  根主减撑杆安装点至舱内典型 22 个场点的噪声传递函数  $T_{pi}$ 。主减撑杆某安装点的垂向载荷至某一场点的噪声传递函数如图 10 所示。该传递函数包括实部和虚部, 与表 3 呼应, 能够同时涵盖传递过程中的幅值和相位关系。

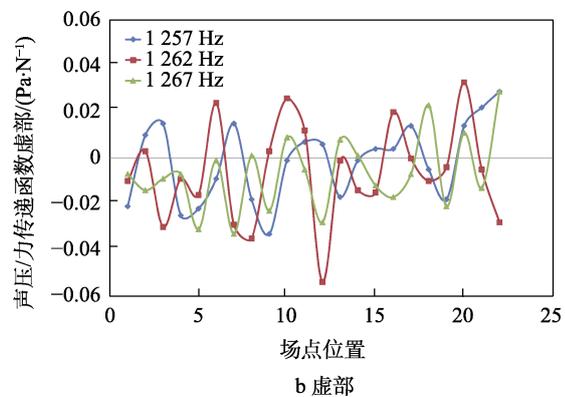
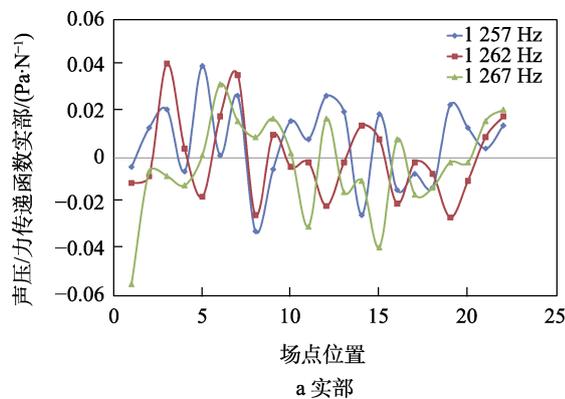


图 10 主减撑杆某个安装点的垂向激励至场点的噪声传递函数

Fig.10 Noise transfer function from vertical excitation at the mounting point of a strut to a field point: a) real; b) imaginary

基于上述激励载荷、支撑结构的振动传递函数、安装点至舱内测量点的噪声传递函数, 计算获得吸振后舱内 22 个场点在目标频率处的噪声变化, 如图 11 所示。从图 11 中可以看出, 吸振器使舱内降噪效果明显, 降噪效果达到 35 dB 以上, 与图 9 所示减振效果一致。进一步分析发现, 本文在建模时作了 3 个假设: 1) 撑杆振动传递函数的改变不会引起减速器激励和噪声传递函数的变化; 2) 减速器能量主要沿撑杆轴向传递, 忽略横向影响; 3) 所有撑杆振动传递率一致。因此, 无论是减振效果还是降噪效果, 均取决于撑杆振动传递率的变化, 没有差异。

参考文献[13]的研究成果, 该假设并不会影响方法验证, 但不能体现撑杆减振降噪设计的真实减振降噪水平。这是因为, 对于整机系统, 撑杆传递特性的变化会引发减速器激励和噪声传递函数的变化, 造成撑杆底部的实际减振效果与舱内降噪效果并不完全一致<sup>[13]</sup>。同时, 由于直升机真实环境中不仅具有结构激励, 同时有主减速器空气噪声等的影响, 造成减振效果与降噪效果更加不同。

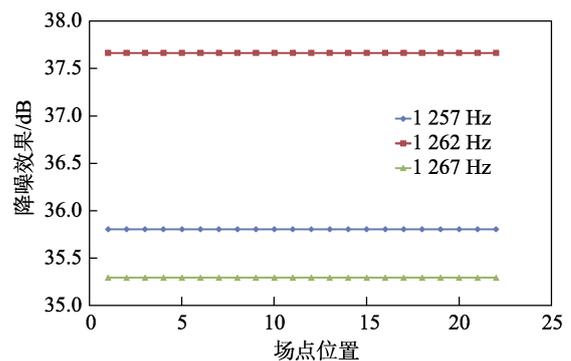


图 11 主减支撑结构吸振设计的降噪效果

Fig.11 Noise reduction effect of the main gearbox struts after vibration absorption

## 4 结论

本文提出了可采用主减支撑结构吸振设计进行直升机舱内主减结构声控制的降噪方案, 并基于所建立的动力学模型, 开展了参数影响规律分析和减振降噪效果初步验证, 具体结论如下:

1) 基于某直升机, 初步验证了该技术用于直升机舱内降噪的有效性。仿真结果表明, 通过主减支撑结构吸振设计, 附加总质量 4 kg 即可实现主减速器 1 262 Hz 谐波振动引起的舱内噪声衰减超过 35 dB。

2) 为提高吸振设计的减振降噪效果, 设计时应尽量保证吸振器的固有频率与齿轮频率一致, 且选择的吸振器质量越大、阻尼越小, 越有利于降噪。但随着质量增加到一定程度, 吸振效果提升速率变缓。

3) 吸振设计实现不同频率控制的质量代价差距大, 更适用于中高频主减谐波控制, 且齿轮频率越靠

近支撑结构的固有频率,控制效果越好。以本文直升机为例,控制 17 Hz 的附加总质量超过 200 kg,而实现 1 262 Hz 等效衰减则不超过 1 kg。

针对该技术,后续可考虑基于真机平台开展试验验证,同时提出可在多个谐波频率处实现控制的新型吸振方案。

#### 参考文献:

- [1] 吴功果. 南海海上平台直升机噪声现状[J]. 职业与健康, 2017, 33(21): 3004-3006.  
WU Gong-guo. Noise Level of Helicopter on Offshore Platform in the South China Sea[J]. Occupation and Health, 2017, 33(21): 3004-3006.
- [2] 殷鹏. 基于 OPA 方法的直升机舱内噪声分析[J]. 中国科技信息, 2019(12): 41-45.  
YIN Peng. Noise Analysis of Helicopter Cabin Based on OPA Method[J]. China Science and Technology Information, 2019(12): 41-45.
- [3] MILLOTT T A, YOERKIE C A, WELSH W A, et al. Flight Test of Active Gear-Mesh Noise Control on the S-76 Aircraft[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 54th Annual Forum. Washington: The American Helicopter Society Inc, 1998.
- [4] COY J J, HANDSCHUH R, LEWICKI D, et al. Identification and Proposed Control of Helicopter Transmission Noise at the Source[R]. USAAVSCOM-TR-87-C-2., 1987
- [5] BRENNAN M J, ELLIOTT S J, HERON K H. Noise Propagation through Helicopter Gearbox Support Struts—An Experimental Study[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 1998, 120(3): 695-704.
- [6] SCHEIDLER J J. A Review of Noise and Vibration Control Technologies for Rotorcraft Transmissions[C]//INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings. Hamburg: Institute of Noise Control Engineering, 2016.
- [7] 殷鹏, 黄斌根, 刘忠超. 直升机舱内噪声特性分析[J]. 直升机技术, 2019(4): 28-31.  
YIN Peng, HUANG Bin-gen, LIU Zhong-chao. Analysis of Noise Characteristics in Helicopter Cabin[J]. Helicopter Technique, 2019(4): 28-31.
- [8] POLLARD J S. Helicopter Gear Noise and Its Transmission to the Cabin[C]//3rd European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum. Aix-en-Provence: Association Aeronautique et Astronautique de France, 1977.
- [9] YOERKIE C, MOORE J, MANNING J. Development of Rotorcraft Interior. Noise Control Concepts. Phase 1: Definition Study[R]. NASA-CR-166101, 1983.
- [10] MAIER R, HOFFMANN F, TEWES S, et al. Active Vibration Isolation System for Helicopter Interior Noise Reduction[C]//8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit. Breckenridge, Colorado. Reston, Virginia: AIAA, 2002: 2495.
- [11] YOERKIE C A, MOORE J A. Statistical Energy Analysis Modeling of Helicopter Cabin Noise[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 39th Annual Forum. St Louis Missouri: The American Helicopter Society Inc, 1983: 458-471.
- [12] MORGAN H G, PAO S, POWELL C A. Recent Langley Helicopter Acoustics Contributions[R]. NASA-N88-16646, 1988.
- [13] 王风娇. 基于主减速器周期撑杆的直升机舱内减振降噪技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.  
WANG Feng-jiao. Helicopter Cabin Vibration and Noise Reduction Based on Gearbox Periodic Struts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [14] YOERKIE C A, NEWINGTON J, WELSH W A, et al. Helicopter Active Noise Control System: USP5310137 [P]. 1994-05-10.
- [15] 陆洋, 马逊军, 王风娇. 直升机舱内噪声主动控制技术[J]. 航空制造技术, 2016, 59(8): 38-45.  
LU Yang, MA Xun-jun, WANG Feng-jiao. Review of Active Techniques for Helicopter Interior Noise Control[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(8): 38-45.
- [16] 马逊军. 主减速器引起的直升机舱内宽频噪声主动控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.  
MA Xun-jun. Active Control of Gearbox Induced Broadband Noise in Helicopter Interior[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [17] HOFFMANN F, MAIER R, JÄNKER P, et al. Helicopter Interior Noise Reduction by Using Active Gearbox Struts[C]//12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Virginia: AIAA, 2006.
- [18] BEBESEL M, MAIER R, HOFFMANN F. Reduction of interior noise in helicopters by using active gearbox struts-Results of flight tests[C]//27th European Rotorcraft Forum. Moscow: [s.n.], 2001.
- [19] CORBETTA W, VIGONI E, TOSO A, et al. Active Control of Helicopter's Gearbox Vibrations and Effects on the Cabin Noise[C]//34th European Rotorcraft Forum. Liverpool: [s.n.], 2008.
- [20] BELANGER P, BERRY A, PASCO Y, et al. Multi-Harmonic Active Structural Acoustic Control of a Helicopter Main Transmission Noise Using the Principal Component Analysis[J]. Applied Acoustics, 2009, 70(1): 153-164.
- [21] CAILLET J, MARROT F, UNIA Y, et al. Comprehensive Approach for Noise Reduction in Helicopter Cabins[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 23(1): 17-25.
- [22] WANG Feng-jiao, LU Yang, LEE H P, et al. A Novel Periodic Mono-Material Strut with Geometrical Discontinuity for Helicopter Cabin Noise Reduction[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 105985.
- [23] 宋玉宝, 李征初, 黄奔, 等. 周期隔振设计用于直升机舱内噪声抑制的研究[J]. 振动工程学报, 2020, 33(4): 764-771.

- SONG Yu-bao, LI Zheng-chu, HUANG Ben, et al. Reduction of Helicopter Cabin Noise Using Periodic Isolation Design[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2020, 33(4): 764-771.
- [24] LAUDIEN E, NIESL G. Noise Level Reduction Inside Helicopter Cabins[C]//16th European Rotorcraft Forum. Glasgow: [s.n.], 1990.
- [25] 王目凯. 直升机主减速器支撑杆的隔振特性研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- WANG Mu-kai. Research on Vibration Isolation Characteristics of the Helicopter Main Gearbox Support Strut[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015.
- [26] SZEFI J T. Helicopter Gearbox Isolation Using Periodically Layered Fluidic Isolators[D]. State College: The Pennsylvania State University, 2003.
- [27] SZEFI J T, SMITH E C, LESIEUTRE G A, et al. Design of Fluidic, High-Frequency Periodically Layered Isolators for Model 427 Gearbox Isolation[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 62nd Annual Forum. Phoenix: The American Helicopter Society Inc, 2006.
- [28] 黄磊, 沈安澜. 基于简化模型的直升机吸振器减振性能分析[J]. *中国科技信息*, 2019(S1): 45-47.
- HUANG Lei, SHEN An-lan. Performance Analysis of Helicopter Vibration Absorber Based on Simplified Model[J]. *China Science and Technology Information*, 2019(S1): 45-47.
- [29] 王正峰, 黄国科. 直升机旋翼桨根单摆吸振器载荷计算方法[J]. *直升机技术*, 2021(2): 29-32.
- WANG Zheng-feng, HUANG Guo-ke. Loads Prediction of Helicopter Rotor Blade Absorber[J]. *Helicopter Technique*, 2021(2): 29-32.
- [30] 王风娇, 陆洋. 用于直升机舱内降噪的主减周期撑杆研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(11): 3370-3384.
- WANG Feng-jiao, LU Yang. Research on Gearbox Periodic Strut for Helicopter Cabin Noise Reduction[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(11): 3370-3384.

责任编辑: 刘世忠