航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
Jun. 25 2020 Vol. 31 No.06 19-26

直升机主减液弹隔振技术的发展现状及趋势

代志雄*，钱峰，冯志壮
中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室，江西 景德镇 333001

摘 要：直升机振动的主要来源是桨叶旋转过程中产生的桨毂激振力，这种激振力通过主减装置传递到机身，造成机身的剧烈振动，因此，降低旋翼以及机体的振动水平成为直升机动力学设计中的首要问题。液弹隔振器作为一种高效隔振、结构紧凑的隔振装置，能够显著地降低桨叶旋转中产生的激振力的传递，从而降低飞机的振动水平，提高飞行质量。本文对被动及主动式液弹隔振技术国内外发展的现状进行了阐述，并对液弹隔振技术的工程应用的发展趋势进行了分析和展望。

关键词：直升机；振动；液弹隔振；发展趋势

中图分类号：V214.3 **文献标识码：**A DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2020.06.004

直升机独特的构造决定了这种飞行器具有高机动性、高灵活性的特点，使其在军事领域以及民用领域发挥广泛的作用。而且随着重型直升机、共轴高速直升机、无人直升机，以及超高速直升机等多种类型直升机投入研制和使用，有效地控制直升机的振动水平，成为设计人员思考并亟须攻克的关键问题[1]。

在直升机飞行的过程中，桨叶会受到气动惯性载荷，这些载荷主要来自包括旋翼转速整数倍的各次谐波成分。在交变载荷作用下，桨毂处会形成一个对于机体不旋转系统的频率为$PN\Omega$的桨毂振动激振力与力矩，其中，Ω、N分别为旋翼转速、桨片叶数，P为整数。这些力与力矩就是造成机身振动的主要源头，激振力通过主减装置传到机身，引起机身频率为$PN\Omega$的振动响应[2]。主减隔振技术[3]作为现代直升机的主要隔振形式，通过在直升机主减速器安装机构和机身之间安装的隔振系统，将激振力与机身隔离，通过不同技术隔力或者隔幅，从而达到降低直升机水平的目的。

节点梁隔振器是由贝尔直升机公司的T.M.Gaffey[4]等提出来的，这种隔振器的优点就是可以隔离垂向振动，但是这种系统结构复杂、重量（质量）较大、占用空间较大，在现代的直升机上已经很少应用。聚焦式隔振器最早也是由贝尔公司提出的，并应用在UH-1，SA-330和SA-341[5]等直升机上，国内的直8和直9型直升机也采用了聚焦式隔振装置。通过这种隔振系统，旋翼旋转平面内的激振力或力矩向机体的传递效率可以明显降低。此外该系统在垂直方向有很高的动静刚度，不会影响操纵系统的正常工作。目前的新型直升机隔振系统不再单独采用聚焦式隔振，而是将其和其他的隔振器组合成新的隔振系统。动力反共振隔振器（dynamic anti-resonant vibration isolator, DAVI）是由美国卡曼宇航公司的Flanelly[6]发明。这种隔振装置是隔振与吸振原理相结合。动力反共振隔振器不仅具有较高的动静刚度，而且在特定的频率点附近具有显著的隔振效率。而在实际应用中，动力反共振隔振器被设计成了机械式或者液压式两种构型。国外的直升机公司在实际应用中提出了不同的实现方式，如机械式、液压式。但是DAVI系统也占用空间较大，而且机械磨损消耗使用寿命。目前来看，国内外直升机采用最广泛的振动控制方法是主减隔振技术，而且对该技术的研究也取得了很多阶段性的成果。根据隔振器的实现形式不同，主减隔振技术主要分为节点梁隔振、聚焦式隔振和动力反共振隔振。

本文主要介绍的液弹隔振技术是基于动力反共振原理实现的，本文将对被动式液弹隔振器的国内外发展现状进行总结，并给出液弹隔振器的建模方法以及物理方程，最后

收稿日期：2019-11-11；退修日期：2020-01-04；录用日期：2020-02-10
*通信作者. Tel.：15652272400 E-mail：848232546@qq.com
引用格式：Dai Zhixiong, Qian Feng, Feng Zhizhuang. Development and trend of helicopter main reduction fluidlastic vibration isolation technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(06): 19-26. 代志雄，钱峰，冯志壮. 直升机主减液弹隔振技术的发展现状及趋势[J]. 航空科学技术，2020，31(06)：19-26.

对液弹隔振器的工程应用趋势进行简单分析。

1 被动式液弹隔振技术发展现状

德国的MBB[7]公司在1980年设计了一种液压式动力反共振隔振器。整个隔振系统主要由惯性质量、可压缩的波纹管以及弹簧组成。这种隔振器的工作原理是利用液压的放大作用作为隔振器中的摆臂。最早波纹管内充有低密度的液体,当隔振系统受力时,波纹管会压缩,在液压的作用下,惯性质量块振动产生的惯性力会与波纹管的弹性力相互抵消,使得传递到机身的振动为零,达到隔振的目的。但是这种效果只能在设计的频率上才能取得较好的成果,其他振动频率效果就差强人意。后来欧洲直升机公司在此研究基础上,对液压式动力反共振隔振器进行了改良设计,研发了ARIS液弹主减隔振器,这种隔振器取得了良好的隔振效果,并且被应用在无轴承旋翼直升机EC135。

参考聚焦式隔振的工作原理,SARIB主减隔振技术通过在主减撑杆与机体连接处设计动力反共振系统来达到减少旋翼垂向载荷向机体的传递,SARIB隔振系统能降低除旋翼扭振载荷外其余5个桨毂振动载荷向机体的传递,NH-90和"虎"式直升机通过采用SARIB隔振系统取得了良好的隔振效果。

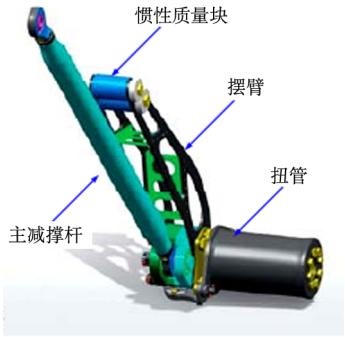

图1 SARIB隔振系统

Fig.1 SARIB vibration isolation system

2008年,欧洲直升机公司对扭管式SARIB动力反共振隔振系统进行了优化,改进后的隔振系统主要由扭管、惯性质量块和摆臂三部分组成,改进后系统的扭管装有橡胶,主要作用是为隔振系统提供刚度,并且通过橡胶取代了原有的片簧装置,来实现摆臂的运动,简化了整个系统的结构。基于低动态刚度的SARIB主减隔振系统受到主减安装结构强度和刚度以及重量代价大,安装结构空间有限等限制,在使用范围上受到一定限制。

液弹隔振器最早是由贝尔公司的Halwes在设计LIVE[8]隔振系统时提出的。液弹隔振器采用橡胶连接内外筒,封闭液腔并提供弹性刚度。液腔内的液体作为等效的惯性元件,在受到激振力后,会在隔振器液腔通道内的运动产生惯性力从而抵消激振力,在特定的隔振频率上能够取得明显的隔振效果。液弹隔振器采用高密度液体作为惯性元件,避免了传统隔振方式产生的机械磨损,并且结构更加简单、重量代价低、静刚度大、隔振频带宽而且所需的安装空间比较小。目前洛德公司已经形成了完整的设计生产体系,并已经成功应用在贝尔公司427、429、430的机型上。

阿古斯特公司[9-10]在A109E上也试验采用了这种主减隔振系统,它使得旋翼主减与机体之间在静态成为"刚性"安装。采用液弹隔振装置串联于主减撑杆上,实际上是SARIB隔振系统的一种新的实现方式,由于其更适合不同吨位的直升机,并且可靠性高,所以成为当前研究和采用的新技术。

图2 A109主减液弹隔振系统

Fig.2 Main reduction fluidlastic vibration isolator system on A109

我国在动力学和振动控制方面,受到国外严格的技术封锁,加上国内在这一领域的投入很少,技术层面的关注程度十分有限,导致直升机振动控制领域的发展十分缓慢,其根源不仅在于直升机振动问题本身极其复杂,也在于国内技术储备严重匮乏。

在减振技术研究方面,国内已开展了双线摆桨毂吸振器设计技术研究、聚焦式主减隔振与反共振技术研究,以及直升机结构响应主动控制技术研究,基本掌握了部分被动减振隔振技术和突破了直升机结构响应主动控制设计、分析和试验的部分关键技术。近年来,吸取国外直升机动力学设计与振动控制先进经验,建立了通过旋翼、机体结构动力学和耦合动力学设计进行振动控制设计的理念。

1989年,南京航空航天大学的顾仲权[11]等对动力反共振隔振装置的机理、结构形式、应用以及功能做了综述介绍。对主动式动力反共振隔振器进行了理论分析与试验研究。

2010年,邓旭东[12]建立了ETT-SARIB主减隔振系统仿真分析模型并利用Ansys和Adams软件进行了仿真计算,推

导了隔振器扭转、径向以及轴向的准静态刚度,最后对主减隔振系统的隔振效果做出了计算分析。

2011年,南京航空航天大学的龚亮[13]在国内首次提出了一种液弹隔振器设计方案,并进行了力学建模及其动力学方程的推导,最后加工出了实体试验件并进行了动力学特性测试。从技术发展的角度看,主减液弹隔振器一方面利用了反共振隔振原理,隔振效率非常高;另一方面,采用液体作为惯性元件后,液弹隔振器在重量效率、可靠性、维修性等方面又优于传统的机械式动力反共振隔振器,因此这项技术已成为国外新型直升机降低机身振动水平所采用的主流技术。

2013年,张扬[14]建立了液弹隔振器的等效力学模型,并提出了一种带液弹隔振器的6自由度隔振系统,采用Newton-Euler法建立了该系统的动力学方程,分析了系统的耦合特性。通过模态分析、时域分析、频域分析以及参数敏感性分析发现,6自由度的隔振系统具有相同的反共振频率,而且在该频率上具有良好的隔振效果。

2014年,雷少保[15]将液弹隔振器与聚焦式隔振系统组合并进行建模仿真计算,结果表明聚焦式液弹隔振系统的隔振效率受到液弹隔振器阻尼及其安装角、惯性通道内的液体质量等敏感参数的影响。

2015年,张旭[16]在分析了影响液弹隔振器隔振效率敏感参数的基础上,通过改变隔振器的刚度来达到半主动隔振效果。文中设计了一组变刚度弹簧片,通过音圈电机作动器来改变弹簧片之间的空隙从而实现控制隔振器的刚度参数,进而控制隔振器的隔振频率点,使得液弹隔振器能达到宽频隔振的效果。

2018年,程起友[17-18]分析了橡胶的参数选择对于隔振效率的影响,结果表明隔振器的传递能力随着橡胶的损耗系数及阻尼的增加而增加,提出在选择液弹隔振器的密封材料的时候应尽量选用损耗系数及阻尼小的材料。

2 模型建立与方程推导

2.1 模型建立与分析

如图3所示,隔振装置主要由内外筒、橡胶、液腔以及腔内液体组成。橡胶连接内外筒并将液体密封在液腔内,在内外筒发生相对运动的时候提供弹性刚度。隔振器在受到外力的情况下,液体会通过惯性通道在液腔内流动,产生阻尼力并提供刚度。液腔底端会留有空气腔,作为液体流动的体积补偿。

2.2 物理方程

假设旋翼系统的质量为M_1、通道内的液体质量为m,力学模型如图4所示。

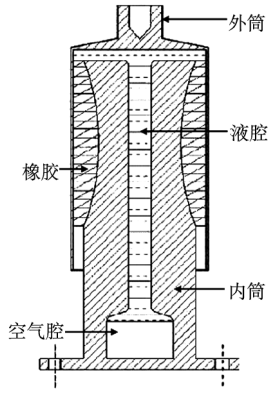

图3 液弹隔振器模型

Fig.3 Model of fluidlastic vibration isolator system

假设隔振器的低端AB固定,顶端M_1会受到垂直向下的作用力f,M_1的位移为x,即MN的位移也是x,通道内的液体位移为x_0,下液腔液体位移为x_d。A_1,A_0,A_2分别为上液腔横截面面积、惯性通道横截面面积和下液腔横截面面积,k_1为橡胶的刚度系数,k_2为空气腔的等效刚度,c为通道内的液体阻尼系数,η为橡胶的损耗系数。p_u为上液腔的压强(压力),p_d为下液腔的压强,规定向下为正方向。

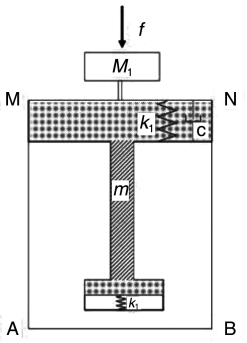

图4 液弹隔振器力学模型

Fig.4 Mechincal model of fluidlastic vibration isolator system

首先由流体的连续性方程可知:

$$A_0 x_0 = A_u x = A_d x_d \tag{1}$$

下腔室的压强(压力)可表示为:

$$p_d = (-k_2 x_d)/A_d \tag{2}$$

惯性液体受到的压力为:

$$f_0 = (p_d - p_u)A_0 \tag{3}$$

对m、M_1列平衡方程可得:

$$\begin{cases} m\ddot{x}_0 + c\dot{x}_0 = (p_u - p_d)A \\ f = k_1(1 + i\eta)x + p_u A_u \end{cases} \tag{4}$$

记R_1、R_2为放大比，其中：

$$R_1 = \frac{A_u}{A_0},\ R_2 = \frac{A_d}{A_0} \tag{5}$$

由式(1)和式(5)可以得到：

$$p_d = \frac{k_2 x_d}{A_d} = \frac{k_2 R_1 x_d}{A_d R_2} \tag{6}$$

此时方程组(4)可以变为：

$$mR_1\ddot{x} = p_u A_0 - \frac{k_2 R_1 x}{R_2^2} - cR_1\dot{x} \tag{7}$$

$$p_u A_0 = \frac{f - k_1(1 + i\eta)x}{R_1} \tag{8}$$

将式(8)带入式(7)可以得到：

$$fR_2^2 = mR_1^2R_2^2\ddot{x} + cR_1^2R_2^2\dot{x} + [k_1(1 + i\eta)R_2^2 + k_2R_1^2]x \tag{9}$$

假设系统受到的正弦激励：

$$x = Xe^{j\omega t},\ f = Fe^{j\omega t} \tag{10}$$

式(9)可以转化为：

$$FR_2^2 = -\omega^2 mR_1^2R_2^2X + j\omega cR_1^2R_2^2X + [k_1(1 + i\eta)R_2^2 + k_2R_1^2]X \tag{11}$$

定义动刚度k^*为系统所受的外部激振力与响应位移的比：

$$k^* = \frac{F}{X} = \left[k_1(1 + i\eta) + k_2\frac{R_1^2}{R_2^2}\right] - m\omega^2R_2^2 + jc\omega R_1^2 \tag{12}$$

3 被动式液弹隔振技术存在的问题

液弹隔振器不仅构造简单、质量较小、结构紧凑，而且在特定的隔振频率点上有着显著的隔振效果，但是特定的隔振频率之外的频率点上，这种隔振器的隔振效果一般，然而这种被动隔振技术在直升机减振控制中仍具有广泛的应用前景，但是对于现在的液弹隔振器的研究存在着几个必须解决的问题。

首先，通过第二部分推导的物理方程可以看出，影响液弹隔振器性能的主要设计参数与液腔填充液体的密度(液体质量)、橡胶的刚度以及惯性通道长度有关。对于在液弹隔振器的填充液的选取方案中，最理想的液体为水银，因为水银的密度很大，相同体积的水银在振动过程中会产生更大的惯性力抵消激振力，然而水银是有毒液体，考虑到这一点研究人员不得不选择其他高密度液体代替，但发现或者合成这种高密度液体是液弹隔振器的一个难题。此外由于要满足直升机复杂的飞行环境，要保证液体在高低温范围内依旧保持良好的性能，使得问题更加困难。

对于惯性通道的长度，由于受到直升机主减系统安装空间的限制，无法直接增加通道的长度，需要从其他的设计角度出发，增加通道长度，同时控制液体阻尼产生的热量。

再者，液弹隔振器自身的动静刚度也会影响到隔振效果。为了控制隔振器的刚度，国外直升机公司通过采用一种双向变刚度弹簧连接液腔与内筒，组成了一种双频隔振的变刚度液弹隔振器。通过这一思路，国内的学者也尝试着通过改变隔振器的刚度来实现隔振器的宽频隔振、多频隔振，然而这仅限于研究阶段，还没有投入到研究。

4 主动式液弹隔振技术的发展趋势

在直升机的研制初期，工程师需要对舱内的振动、噪声水平进行评估，并采取相应的措施进行控制。在学术界，针对直升机减振、降噪技术的研究从未停止。当前国产直升机的振动、噪声水平仍然差强人意，难以适应我国不断扩充的市场需求，亟须发展效率更高、适应性更强的减振、降噪手段。

振动是制约直升机朝着大速度、高机动性、高生存力、高可靠性、信息高度综合控制方向发展的瓶颈之一。偏高的振动水平不仅降低高精度的火控系统、精密的稳瞄设备、高灵敏的侦测雷达等先进电子设备的可靠性，还降低实现其高速度、高机动性、敏捷性的作战能力、精确打击能力和战场出勤率。新一代新构型高速直升机将会是我国近、中、远期直升机发展重点，其主要特点是采用先进无轴承旋翼技术、倾转和共轴旋翼及复合推力技术，使直升机机动性、敏捷性和飞行速度大大提高。这类新构型旋翼系统在显著提高这些作战性能的同时，产生显著高于传统构型的振动载荷，因此要满足低振动战术技术指标要求，更需要高效、可靠的减振设计技术。

被动式隔振技术在欧美先进直升机公司已得到广泛应用，各类被动隔振装置使用过程中暴露出重量代价大、频率适应性差等问题，始终无法得到根本解决。随着智能材料与计算机控制技术的发展，主动控制技术被引入直升机主减隔振设计中，该隔振系统通过对智能材料作动器进行自适应控制，产生动态激振力抵消来自旋翼、主减的振动。主动隔振技术最大优势在于在隔振频带宽、效果好，能够适应一定程度上的转速变化，目前国外已基于液压、磁致伸缩、压电陶瓷等类型作动器，开展了一系列研究与装机验证工作，结果表明主动隔振装置对低频振动及高频噪声均有出色的抑制效果。

英国南安普顿大学的Sutton [19]研究了磁致伸缩作动器在主减撑杆上的应用，如图5所示，采用三个轴向作动器通过夹具与主减撑杆相连，能沿轴向与弯曲方向产生250~1250Hz的驱动力。随后开展了全尺寸原理样件的主动隔振试验，结果表明，该主动撑杆对其工作频率范围内的振动有显著的抑制效果，最多可降低30~40dB。

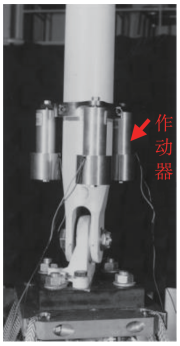

图5 带磁致伸缩作动器的主减撑杆

Fig.5 Main reduction strut with magnetostrictive actuator

1999[20]年，贝尔直升机公司在美国陆军DTAS项目框架内，通过在LIVE隔振元件内部集成压电陶瓷作动器，研制了“Smart Link”隔振器原理样件（见图6），采用多点振动自适应控制方法开展了试验验证，结果表明，经过主动控制，频率为$N\Omega$的振动降低了超过90%。

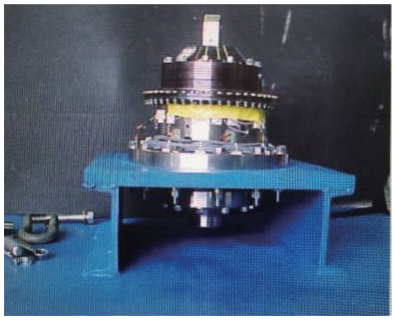

图6 贝尔 Smart Link 隔振器

Fig.6 Vibration isolator of BELL Smart Link

洛德[21]公司在液弹隔振器研究技术基础上，开展过适用于大吨位直升机用的并联液压作动器的主动液弹隔振器研究。通过研究发现，并联液压控制系统后，隔振频率点液弹隔振器动刚度降低，同时隔振频带范围变宽，理论上在隔振频率点能达到完全隔振的效果（见图7）。

西科斯基公司的Millott与Welsh[22–25]研究了基于惯性作动器的主动隔振系统，其中惯性作动器被布置在主减与机身安装点周围，采用了高阶谐波控制方法。随后以S–76直升机为平台，先后进行了两个阶段的装机飞行验证。第一阶段的飞行试验结果表明，通过主动控制，舱内800Hz的主减啮合噪声，在稳态飞行时平均降低了14dB，机动飞行时也有9~12dB的控制效果。第二阶段改进了系统识别方法与控制算法，悬停试验表明，舱内主减啮合噪声平均降低了18dB，控制效果相比第一阶段有明显提升（见图8）。

2002年，EADS[26–28]联合研究中心与欧直德国分部以

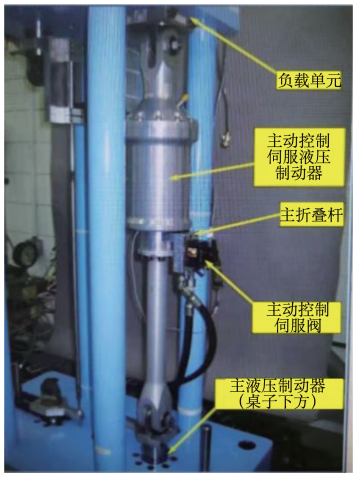

图7 洛德公司并联液压式主动液弹隔振器

Fig.7 Parallel hydraulic active liquid bomb vibration isolator of Lord

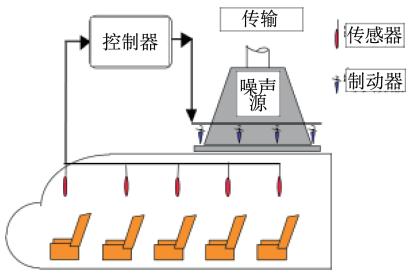

图8 西科斯基公司噪声主动控制系统

Fig.8 Active noise control system of Sikorsky

BK117主减撑杆为基准，研制了全尺寸主动撑杆，其基本构型是在原撑杆的外围等方位布置了三个压电堆，通过止推环将压电堆的驱动力传到撑杆。当三个压电堆同步驱动时，撑杆产生轴向输出；只有一个或两个压电堆驱动时，撑杆可产生横向弯曲运动。

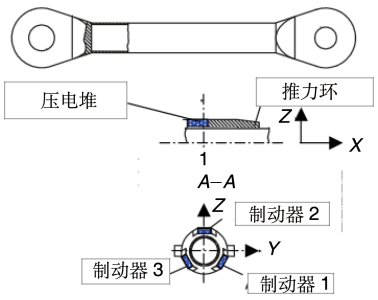

图9 压电陶瓷主动撑杆

Fig.9 Piezo pottery porcelain active struts

在控制系统方面，采用了FX–LMS控制算法，相关信号的解算与转换由DSP系统完成。为了验证其振动与噪声控制效果，将BK–117直升机的7根主减撑杆（垂向4根，侧向2

根,航向1根)全部替换为主动撑杆(见图10),随后开展了地面测试与飞行试验,地面试验显示,频率为1485~1895Hz舱内的噪声降低了3~8dB。飞行试验主要测试了111.12km/h与222.24km/h两种前飞速度下的实际控制效果,结果表明,在111.12km/h的速度下由主减齿轮啮合产生的舱内噪声(1895Hz)降低了11dB,随着前飞速度的增大,控制效果逐渐变差。

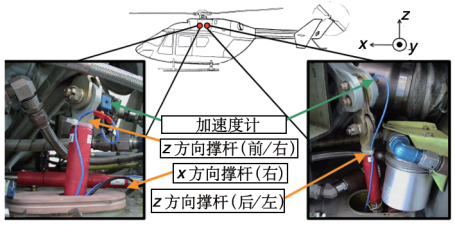

图10 BK-117换装压电陶瓷主动撑杆

Fig.10 BK-117 with piezo pottery porcelain active struts

关于直升机主减的主动隔振技术,国内高校开展了一些理论研究与原理性试验,主要集中在压电陶瓷作动器力学建模、系统辨识方法、自适应控制算法以及软件仿真等方面。西北工业大学的黄群[29]推导了压电材料二维和一维情况下的压电方程,在此基础上建立了带压电陶瓷作动器的单自由度主动隔振系统模型,采用PID控制器对隔振性能进行了仿真分析;南京航空航天大学的浦玉学[30]从振动、噪声主动控制的机理入手,研究了各类系统辨识方法、时滞补偿方法以及多通道自适应算法的特点与实现方法,随后针对悬臂梁开展了振动主动控制试验,取得了不错的控制效果。

5 结束语

欧美等发达国家对直升机主减主动隔振技术的研究起步较早,技术基础雄厚,十几年前就已完成了装机飞行验证,目前相关技术的成熟度与核心器件的可靠性逐步提高,基本具备了型号应用条件。国内的研究大多围绕振动主动控制系统的某一项特定技术,对其基本原理与使用方法进行了研究,并未针对直升机主减安装所特有的技术需求开展深入研究。同国外相比,我国在这方面的研究缺乏系统性、针对性,理论体系尚需要完善,试验验证有待深入。

液弹隔振系统作为一种构造简单、质量较小、结构紧凑的隔振系统,具有很好的应用前景,而在实现型号及民机上的应用之前还有许多问题需要进一步突破。

(1)隔振的形式

目前的液弹隔振大部分都是采用被动式隔振,只能做到单频或窄频隔振,应用范围受到较大的限制,结合目前研究比较成熟的智能材料向半主动或主动的隔振形式过渡,或者采用智能旋翼先进构造形式来减弱振源的强度[31]。

(2)隔振器的材料

按照现在的隔振器材料的选取,目前满足条件的液体填充材料还无法实现国产化,所以需要对高密度、低黏度的有机材料进行调研,与有能力的厂商或研究所合作,实现整个隔振系统的国产化。

(3)安全性

从这一角度来看,液弹隔振器作为主减系统中的一个连接机构,需要满足高稳定性要求,而目前的隔振器的内外筒之间完全是凭借橡胶连接,同时橡胶还保证着液腔的封闭性,而橡胶在剪切作用下会生热老化[32],所以还需要考虑到橡胶的使用寿命,很可能内外筒之间会被拉脱,这样就会发生很大的安全问题,而且液腔内部的液体流出也会产生安全隐患。所以最初的构造设计以及系统材料选取都要考虑到隔振器的安全问题。

(4)商业化

在液弹隔振器的技术有一定突破以后,结合实际情况,应尽快将成果转换成产品,在实践中检验技术的有效性,使技术和产品得到迭代。 AST

参考文献

[1] 张呈林,张晓谷,郭士龙. 直升机部件设计 [M]. 南京:南京航空航天大学,1986.
Zhang Chenglin, Zhang Xiaogu, Guo Shilong. Helicopter component design [M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1986. (in Chinese)

[2] 张晓谷. 直升机动力学设计 [M]. 北京:航空工业出版社,1995.
Zhang Xiaogu. Helicopter dynamic design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995. (in Chinese)

[3] 孙之钊,黄秋庭,徐桂祺. 直升机强度 [M]. 南京:南京航空航天大学,1990.
Sun Zhizhao, Huang Qiuting, Xu Guiqi. Helicopter intensity [M]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1990. (in Chinese)

[4] Gaffey T M, Balke R W. Isolation of rotor induced vibration with the Bell focal pylon-nodal beam system[R]. SAE Technical Paper, 1976.

[5] Balke R W. Development of the kinematic focal isolation system for helicopter rotors [C]// 38th Shock and Vibration Symposium, 1968.

[6] Flanneley W G. The dynamic anti-resonant vibration isolator [C]//American Helicopter Society 22th Annual Forum，1966.

[7] Braun D. Development of anti-resonance force isolators for helicopter vibration reduction[J]. Journal of the American Helicopter Society，1982，274(8)：37-44.

[8] Halwes D R. Live-liquid inertia vibration eliminator[C]// American Helicopter Society 36th Annual Forum. Washington，D C，1980.

[9] MC Guire D P. Fluidlastic dampers and isolators for vibration control in helicopters [C]// American Helicopter Society 50th Annual Forum. Washington，D C，1994.

[10] Smith M R，Redinger W S. The model 427 pylon isolation system [C]// American Helicopter Society 55th Annual Forum. Montreal，Quebec，Canada，1999.

[11] 顾仲权 . 动力反共振隔振 [J]. 噪声与振动控制，1989 (6)：36-40.
Gu Zhongquan. Dynamic anti-resonance vibration isolation [J]. Noise and Vibration Control,1989 (6): 36-40. (in Chinese)

[12] 邓旭东 . 直升机高性能主减隔振系统分析与仿真研究 [D]. 南京：南京航空航天大学，2011.
Deng Xudong. Analysis and simulation of research on simulation for the advanced helicopter gearbox isolation system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)

[13] 龚亮 . 液弹隔振器设计与试验研究 [D]. 南京：南京航空航天大学，2012.
Gong Liang. Design and testing of the fluid elastomer isolator [D]. Nanjing：Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[14] 张杨 . 带液弹隔振器的直升机主减隔振系统动力学建模与仿真 [D]. 南京：南京航空航天大学，2013.
Zhang Yang. The dynamic modeling and simulation of the helicopter gearbox isolation system with fluide lastomer isolator[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[15] 雷少保，张勇 . 聚焦式液弹隔振系统的传递特性分析[J]. 南京航空航天大学学报，2015，47(2):275-278.
Lei Shaobao，Zhang Yong. Transmission characteristics of focal fluid elastomer vibration isolation system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 47 (2): 275-278. (in Chinese)

[16] 张旭 . 用于直升机主减半主动隔振的液弹隔振器设计 [D]. 南京：南京航空航天大学，2016.
Zhang Xu. Development of a fluid-elastomer vibration isolator for semi-active helicopter pylon isolation [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

[17] Cheng Q Y，Deng J H，Feng Z Z，et al. Analysis of material parameter effects on fluidlastic isolators performance [C]//IOP Conference Series: Materials Science and Engineering,2018.

[18] Deng J H，Cheng Q Y. Analysis of design parameters effects on vibration characteristics of fluidlastic isolators[J]. IOP Conference Series：Materials Science and Engineering，2017.

[19] Sutton T J，Elliott S J，Brennan M J，et al. Active isolation of multiple structural waves on a helicopter gearbox support strut [J]. Journal of Sound & Vibration，1997，205(1)：81-101.

[20] Smith M R. Results from the dynamically tailored airframe structures program [C]// The American Helicopter Society 58th Annual Forum，2002.

[21] MC Guire D P. Active vibration control using fluidlastic® pylon struts [C]// The American helicopter society 62nd Annual Forum，2006.

[22] Millott T A，Welsh W A，Yoerkie C A，et al. Flight test of active gear-mesh noise control on the S-76 aircraft [C]// American Helicopter Society 54th Annual Forum，1998.

[23] Macmartin D G，Davis M W ，Yoerkie C A ，et al. Helicopter gear-mesh AMC concept demonstration[Z]. Institute of Noise Control Engineering，1997.

[24] Sievers L A. Comparison and extensions of control methods for narrow-band disturbance rejection [J]. IEEE Transactions on Signal Processing，1992，40(10)：2377-2391.

[25] Steven R. Performance of higher harmonic control algorithms for helicopter vibration reduction [J]. Journal of AIAA，1993，16(4)：793-797.

[26] Maier R，Hoffmann F，Tewes S，et al. Active vibration isolation system for helicopter interior noise reduction[C]// Proceedings of the 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit，2002.

[27] Maier R，Pucher M，Gembler W，et al. Helicopter interior noise reduction by active vibration isolation with smart gearbox struts[C]// INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings，1999.

［28］Hoffmann F，Maier R，Peter J，et al. Helicopter interior noise reduction by using active gearbox struts[C]//12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference，2006.

［29］黄群. 基于压电作动器的主动隔振系统理论与仿真研究 [D]. 西安：西北工业大学, 2006.
Huang Qun. Theoretical and simulation study of active vibration isolation system based on piezoelectric actuator [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)

［30］浦玉学. 自适应振动噪声主动控制若干关键问题研究 [D]. 南京：南京航空航天大学, 2015.
Pu Yuxue. Research on several key problems of adaptive vibration noise active control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

［31］周云, 胡和平, 张仕明. 智能旋翼基于陷波器的振动载荷抑制算法[J]. 航空科学技术, 2019, 30(2):18-24.
Zhou Yun, Hu Heping, Zhang Shiming. Control algorithm of smart rotor for vibratory loads reduction based on notch filter [J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30 (2): 18-24. (in Chinese)

［32］袁子豪, 王克俭, 涂春潮, 等. 减振器橡胶动态剪切特性测试及黏–超弹模型仿真应用[J]. 航空科学技术, 2018, 29(6):65-71.
Yuan Zihao, Wang Kejian, Tu Chunchao, et al. Dynamic shear characteristics of damper rubber and simulation application in visco-hyperelastic model [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(6): 65-71. (in Chinese)

（责任编辑　王为）

作者简介

代志雄（1993－）男，硕士研究生。主要研究方向：直升机旋翼/机身的振动与控制。

Tel：15652272400　　E-mail：848232546@qq.com

Development and Trend of Helicopter Main Reduction Fluidlastic Vibration Isolation Technology

Dai Zhixiong*, Qian Feng, Feng Zhizhuang

National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, China Helicopter Design and Research Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: The main source of helicopter vibration is the hub vibration force generated during the blade rotation. This vibration force is transmitted to the fuselage through the main reduction device, causing severe vibration of the fuselage. Thus reducing the vibration level of the rotor and the body, is one of the primary issue in helicopter dynamics design. As a highly efficient and compact vibration isolator, the fluidlastic isolator can significantly reduce the transmission of the exciting force generated during the rotation of the blades, thereby reducing the vibration level of the aircraft and improving the flight quality. This article describes the current status of the development of passive and active fluidlastic vibration isolation technology at home and abroad, analyzes and prospects for the development of engineering applications of fluidlastic vibration isolation technology.

Key Words: helicopter; vibration; fluidlastic vibration isolation; development trend

Received: 2019-11-11；　**Revised:** 2020-01-04；　**Accepted:** 2020-02-10

***Corresponding author.Tel.**：15652272400　**E-mail**：848232546@qq.com