

## 直升机主减速器安装与支撑技术发展特点分析

李苗苗<sup>1</sup> 周正隆<sup>1</sup> 袁泉桀<sup>2</sup> 朱如鹏<sup>1</sup>

(1. 南京航空航天大学 机电学院, 南京 210016)

(2. 中国航发湖南动力机械研究所, 株洲 412002)

**摘要:**【目的】针对直升机主减速器安装与支撑用关键部件撑杆, 结合撑杆结构的发展方向, 对当前周期撑杆与智能撑杆的技术发展现状进行了分析。【分析】直升机主减速器安装与支撑布局形式分为凸缘式、撑杆式、其他安装与支撑结构布局形式, 归纳分析了各安装与支撑布局形式的结构特点和适用范围。结合典型机型案例, 总结了不同安装与支撑布局形式在常规单旋翼与共轴双旋翼直升机上的应用现状。【展望】提出轻量化材料与智能算法的协同优化是未来提升支撑系统动态性能的关键路径。

**关键词:** 直升机主减速器; 凸缘式; 撑杆式; 周期撑杆; 智能撑杆

**中图分类号:** V214 **DOI:** 10.16578/j.issn.1004.2539.XXXX.XX.001

## 0 引言

直升机在战场上凭借其独特的灵活机动性和强大的低空作战能力, 能够垂直起降, 并在狭小区域内悬停、转向和下降。这使得直升机在执行输送物资、救援伤员、支援地面部队、侦察、打击地面目标等任务时, 具备无可替代的优势。由于这种多功能性, 直升机在现代战争中占据着至关重要的地位, 能够更灵活地应对不同的战术情况<sup>[1-3]</sup>。

在直升机的飞行过程中, 各种旋转部件产生的交变载荷通过动力传动系统传递到机体结构中, 引起强烈的振动和噪声<sup>[4-6]</sup>。这些振动和噪声如果不加以有效控制, 可能会带来严重的后果, 如结构件疲劳、系统故障, 甚至威胁飞行安全<sup>[7-8]</sup>; 同时还会影响飞行员的工作效率和驾乘舒适性<sup>[9]</sup>。

传动系统是直升机的三大关键部件之一, 是功率传输的纽带<sup>[10]</sup>。直升机主减速器安装与支撑结构连接机身与主减速器, 承受各种旋转部件产生的交变载荷, 其结构设计直接影响撑杆和主减速器的载荷分布<sup>[11-12]</sup>。如果设计不当, 一旦撑杆出现裂痕或者断裂, 可能导致直升机故障; 若撑杆布局设计不合理, 会使机匣和传动链载荷过大或振动过大, 甚至造成直升机故障或坠毁<sup>[13-14]</sup>。因此, 直升机主减速

器安装与支撑技术至关重要。

## 1 直升机主减速器安装与支撑布局形式及特点

直升机传动系统主减速器安装与支撑应尽可能缩短机匣传力路线, 降低机匣局部应力。按照主减速器的安装特点, 可将其安装方式分为凸缘式安装和撑杆式安装两大类。其中, 撑杆式安装又可分为撑杆悬挂式安装和多撑杆支架式安装(图1)。“黑鹰”UH-60、S-64、Bell-204等直升机的主减速器均采用凸缘式安装。SA-321“超黄蜂”、AS-350B“松鼠”、AW139等直升机的主减速器采用撑杆悬挂式安装; 米-8“河马”、米-26、卡-28“螺旋”、SB>1和AH-64“阿帕奇”等直升机的主减速采用八撑杆的多撑杆支架式安装, BK117直升机的主减速器采用七撑杆的多撑杆支架式安装。

## 1.1 凸缘式安装

主减速器凸缘安装形式如图2所示。凸缘直接安装在机身上, 传递旋翼气动载荷。这种安装形式适用于旋翼轴为独立单元体或与主减速器一体式安装的大、中、小型直升机主减速器, 可将凸缘设置在主减速器机匣中部、底部或上部<sup>[15]</sup>。

凸缘安装主要需要根据直升机总体和主减速器结构布局, 选择机上凸缘位置、凸缘数量并设计具

收稿日期: 2025-11-12

作者简介: 李苗苗, 女, 1981年生, 江苏徐州人, 博士, 副教授, 硕士研究生导师; 主要研究方向为直升机尾传动系统振动特性和主、被动减振器; limiaomiao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 李苗苗, 周正隆, 袁泉桀, 等. 直升机主减速器安装与支撑技术发展特点分析[J]. 机械传动, XXXX, XX(X): 1-13.

LI Miaomiao, ZHOU Zhenglong, YUAN Xiaojie, et al. Development and characteristics analysis of helicopter main reducer installation and support technology[J]. Journal of Mechanical Transmission, XXXX, XX(X): 1-13.



免费获取

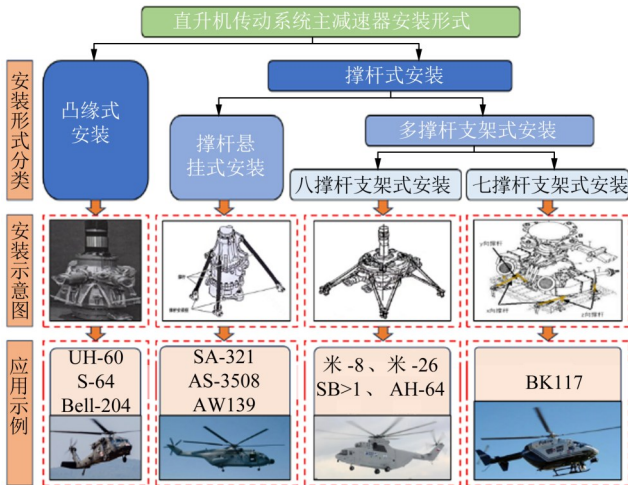


图1 直升机传动系统主减速器安装形式

Fig. 1 Helicopter transmission system final reducer installation form 体的安装结构。

图2 凸缘安装<sup>[15]33</sup>  
Fig. 2 Flange mounting

## 1.2 撑杆式安装

撑杆式安装分为撑杆悬挂式安装和多撑杆支架式安装。其设计主要是根据直升机总体和主减速器结构布局，选择合理的撑杆结构形式，如撑杆数量、布局、支点位置，并设计安装结构<sup>[15]34</sup>。

### (1) 撑杆悬挂式安装

撑杆悬挂式安装形式如图3所示。其通过4根主撑杆及主减速器底部的传扭构件安装在机身上。AW139高升机主减速器的防扭盘、SA-321“超黄蜂”直升机主减速器的机匣法兰边、AW101直升机主减速器的4根水平撑杆等结构均为传扭构件。这种安装形式的主减速器主要用于旋翼轴组件为一独立的单元体时或高度直径比大的主减速器<sup>[15]34</sup>。4根主撑杆环绕主减速器布置，其功能为连接主减速器与机体结构，提供主要支撑与连接。旋翼载荷经旋翼轴传递至上机匣，再经上机匣传递至4根主撑杆，最终由4根主撑杆传递至机体结构。该组撑杆主要承受轴向拉压载荷。

撑杆悬挂式安装可根据4根主撑杆是否聚焦分为聚焦式和非聚焦式，其主要区别在于结构设计和隔

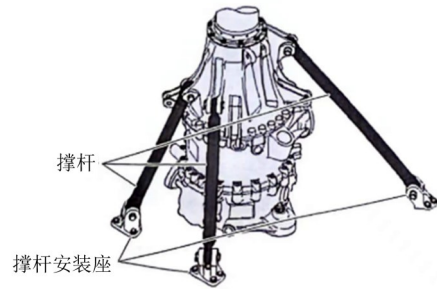
图3 四撑杆悬挂式安装<sup>[15]34</sup>

Fig. 3 Four-strut suspended installation

振效果。聚焦式隔振器通过多根撑杆在空间中交汇于一个虚焦点，使主减速器能够绕此焦点摆动，从而有效隔离旋翼旋转平面内的振动，对特定方向的振动隔振效果显著<sup>[16]</sup>；而非聚焦式隔振器没有虚焦点设计，结构相对简单，通常由弹性元件直接连接主减速器和机体，在各个方向上的隔振效果相对均衡，但在垂直方向上的隔振效率不如聚焦式高。

2015年，贝尔直升机公司提出了一种非聚集式撑杆悬挂主减速器安装方式(图4)<sup>[17]</sup>。撑杆前后焦点具有不同的水平线分量，有助于减少振动并抵抗载荷。该系统可以减弱某些方向的振动，并测量/抵抗如来自旋转桨毂的转矩载荷。这比传统的传动安装系统有所改进，后者无法减弱振动和抵抗如来自旋转桨毂的转矩载荷。

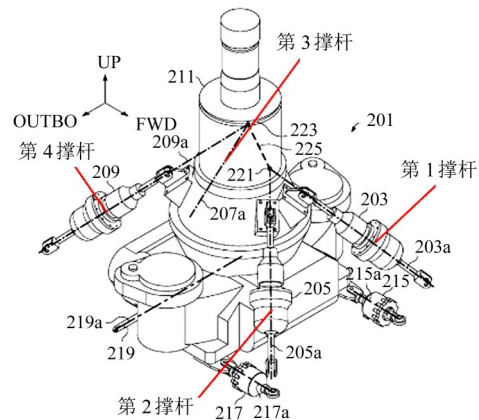
图4 新型直升机撑杆悬挂主减速器安装方式示意图<sup>[17]</sup>

Fig. 4 New helicopter strut suspension final drive installation method

针对聚集式撑杆悬挂主减速器安装方式，陈静等<sup>[18]</sup>以8自由度的三维参数化模型为基础(图5)，计算得到了虚焦点位置对聚焦式主减隔振系统的动力学特性以及旋翼机身动载荷传递关系的影响曲线，发现虚焦点位置直接影响系统的固有频率和载荷传递率，该结论为聚焦式主减隔振系统在型号中的应用提供了一定参考。

撑杆悬挂式安装方式根据传扭构件结构形式的不同又可分为4撑杆+防扭盘式与4撑杆+4撑杆式

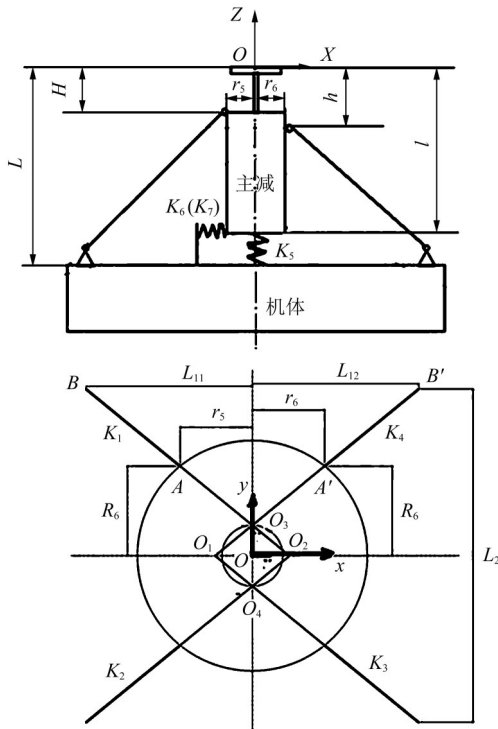


图5 撑杆悬挂聚焦式主减隔振系统<sup>[18]</sup>

Fig. 5 Schematic diagram of the strut-suspended focused main vibration reduction and isolation system

两种安装方案。4撑杆+防扭盘式安装方案(图6)的主要特点是将防扭盘安装于主减速器底部, 其功能主要在于隔离主减速器系统因俯仰和滚转运动产生的振动, 以减小主减速器扭转运动对机体结构的影响, 其防扭盘主要承受扭转载荷。4撑杆+4撑杆式安装方案(图7)则是采用下4根撑杆水平安装于主减速器底部, 代替防扭盘承受直升机俯仰和滚转运动产生的扭转载荷。

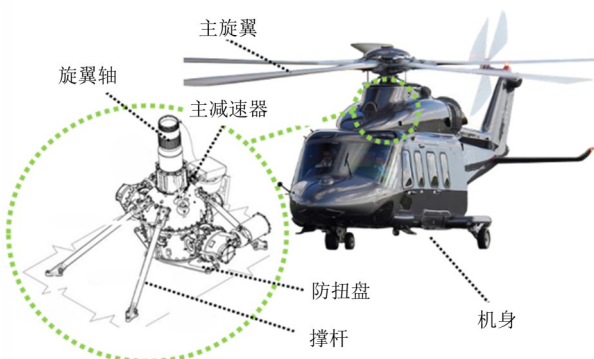


图6 4撑杆+防扭盘式安装方案<sup>[24][133]</sup>

Fig. 6 Four support rods + anti-torsion plate mounting solution

(2) 多撑杆支架式安装

图8所示为多撑杆支架式安装。多根撑杆构成超静定框架结构支承在机身上, 所有撑杆均环绕主减速器周向布置。因此, 各撑杆需同时承担轴向拉压载荷与扭转载荷。根据撑杆数量不同, 有8撑杆支架式安装、7撑杆支架式安装等几类。这种安装结构往

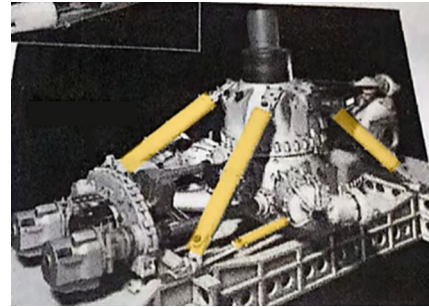
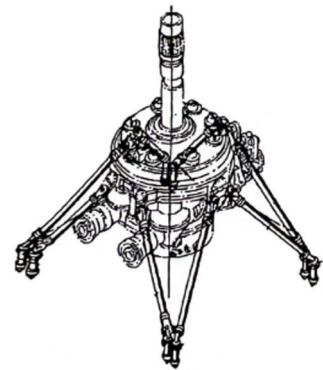


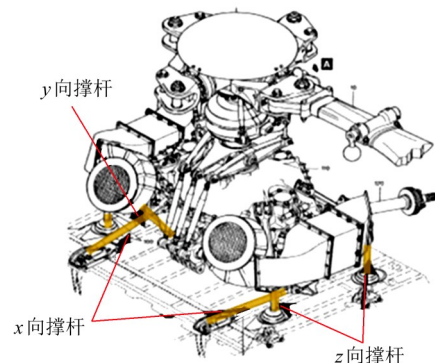
图7 4撑杆+4撑杆式安装方案<sup>[15]</sup>

Fig. 7 Four support rods + four support rods mounting solution

往在机身上占有较大空间, 需保证主减速器附件的安装, 因此, 较多用于可靠性要求高、安装位移要求严格的大型直升机或主减速器高度直径比较小的情况。



(a) 8撑杆支架式安装<sup>[15]</sup>



(b) 7撑杆支架式安装<sup>[29]</sup>

图8 多撑杆支架式安装

Fig. 8 Multi-strut bracket mounting

针对多撑杆支架式安装布局设计, 沈安澜等<sup>[19]</sup>提出一种8撑杆主减三维参数化动力学特性分析方法(图9), 分析了垂向、航向及侧向的振动传递特性, 并建立辅助有限元模型, 对参数化分析方法进行了验证计算, 结果表明, 8撑杆支撑布局形式对称设计不仅提升了垂向刚度, 还通过均衡载荷分布有效抑制了振动传递率。邓雨河<sup>[20]</sup>结合某型号直升机构型参数, 通过仿真验证了多撑杆支架式安装布局的振动传递特性, 结果表明, 多撑杆支架式安装布局在

旋翼激励频率附近能有效降低各方向的振动传递率,验证了布局设计的可行性与隔振效果。

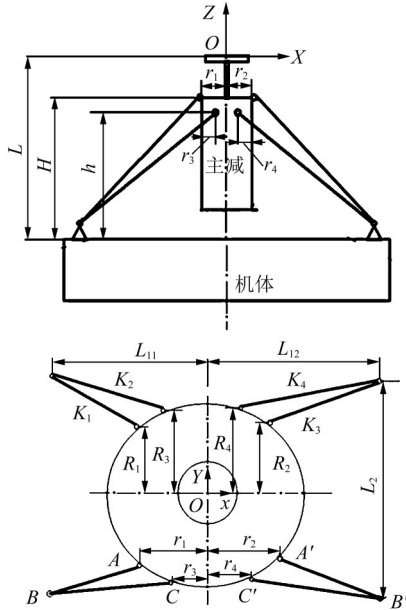


图9 8撑杆支架式主减隔振平台<sup>[19]</sup>

Fig. 9 Eight-strut-bracket main vibration reduction and isolation platform

### 1.3 其他安装与支撑结构布局形式

2021年,李东东等<sup>[21]</sup>提出一种桁架式直升机主减器隔振装置(图10)。其桁架式结构设置在主减器和直升机机体之间,用于支撑主减器,并减少向机体传递的激振力;阻尼元件(图11)设置在桁架式结构上,用于增加桁架式结构的阻尼。该桁架式主减器隔振结构相对于常规的主减隔振系统,利用结构本身的周期性即可起到减振效果,合理的压杆设计能增加激振力传播中的能量耗散。

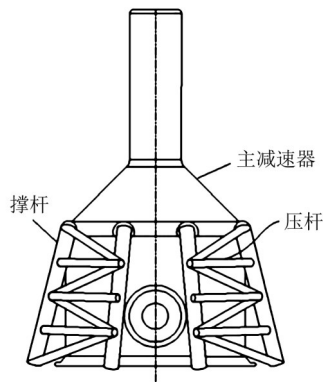


图10 桁架式直升机主减器隔振装置<sup>[21]</sup>

Fig. 10 Truss helicopter final drive vibration isolation device

## 2 直升机主减器安装与支撑结构布局的应用现状

常规单旋翼直升机的发展历史比共轴反转双旋翼直升机更为悠久,因此,其种类型号更为丰富,

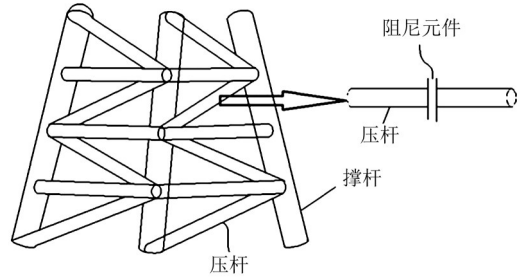


图11 桁架式隔振装置<sup>[21]</sup>

Fig. 11 Truss-type vibration isolation

实际的应用领域也更为广阔<sup>[22]</sup>。由于构型限制,其最大飞行速度相比共轴反转双旋翼直升机更低,因此,振动相较于共轴双旋翼直升机更小,对主减速器的安装与支撑结构布局也更为灵活多变,可以采用凸缘式安装的方式,直接将主减器凸缘安装在机身上。

### 2.1 常规旋翼直升机主减器安装与支撑结构布局应用现状

#### 2.1.1 凸缘式

主减器采用凸缘式安装的直升机有UH-60黑鹰、Bell204(UH-1)和CH-53种马等。UH-60通用直升机是美国一型4旋翼、双发通用直升机,采用凸缘式安装。CH-53运输直升机(通称:西科斯基CH-53“海上种马”)是美国西科斯基公司(Sikorsky)研制的军民两用双发运输直升机(图12),可用于反潜和救援;其主减器安装方式采用凸缘式安装<sup>[23]</sup>。

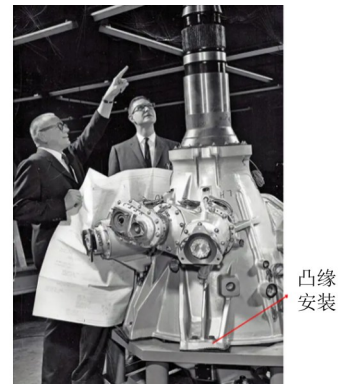


图12 CH-53直升机主减器安装<sup>[23]</sup>

Fig. 12 CH-53 helicopter final drive installation

#### 2.1.2 撑杆悬挂式

##### (1) 4撑杆+防扭盘式安装

AS350B“松鼠”基本型采用了撑杆悬挂式安装,其主减器安装方式如图13所示。

AW139直升机其主减器安装方式采用了撑杆悬挂式中的4撑杆+防扭盘式安装(见第1.2节撑杆式安装图6)<sup>[24]</sup>。防扭盘具有防止整个主减扭转的作用,又承担主减的配重、金属摇臂及防扭梁的连接安装作用,主减器与机身之间通过防扭盘进行力

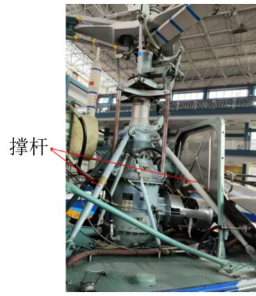


图13 AS-350B直升机主减速器实物图

Fig. 13 Physical drawing of the AS-350B helicopter final drive

和力矩的传递。

AW109“探路者”直升机是多功能轻型双发直升机,其主减速器安装方式也采用了4撑杆+防扭盘式安装(图14)<sup>[25]4</sup>。

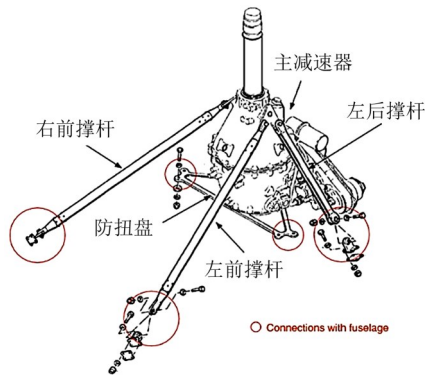
图14 AW109直升机主减速器支撑布局<sup>[25]4</sup>

Fig. 14 AW109 helicopter final drive support layout

## (2) 4撑杆+4撑杆式安装

EH-101直升机(又名:AW-101,绰号:Merlin,译文:灰背隼)是欧洲阿古斯塔·维斯特兰公司研制的一种多用途直升机。其主减速器安装方式采用撑杆悬挂式中的4撑杆+4撑杆式安装(图15)<sup>[26]554</sup>。

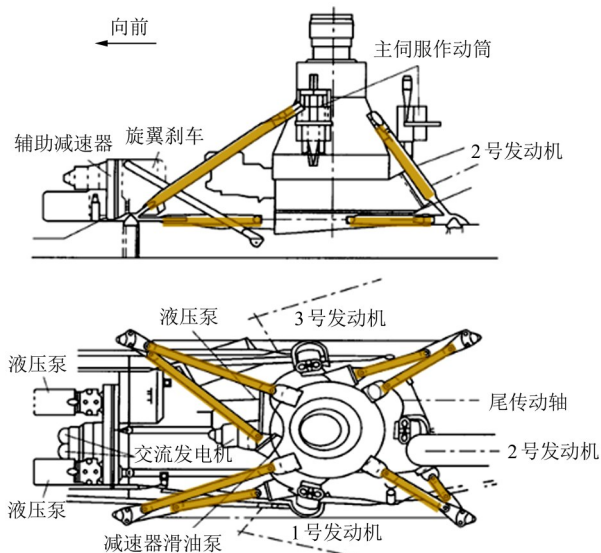
图15 EH-101直升机主减速器安装<sup>[26]554</sup>

Fig. 15 EH-101 helicopter final drive installation

## 2.1.3 多撑杆支架式

### (1) 8撑杆支架式

AH-64武装直升机是1973年提出的“先进武装直升机计划”(AAH)的产物,其主减速器安装方式采用8撑杆支架式安装(图16)<sup>[27]</sup>。

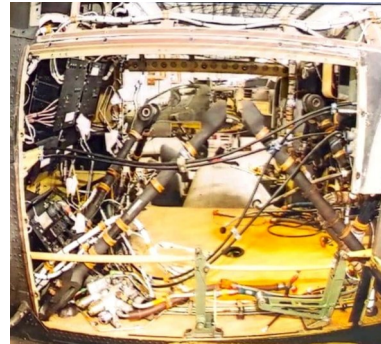
图16 AH-64直升机主减速器实物图<sup>[27]</sup>

Fig. 16 Physical diagram of the AH-64 helicopter final reducer

米-8是一种双发、五叶单旋翼的中型直升机,其主减速器安装方式采用8撑杆支架式安装(图17)<sup>[28]352</sup>。

图17 米-8直升机主减速器安装方式<sup>[28]352</sup>

Fig. 17 Physical diagram of the AH-64 helicopter final reducer

### (2) 7撑杆支架式

BK117直升机是由德国MBB公司(现已并入欧洲直升机公司)与日本川崎重工业公司合作研发的直升机,其主减速器安装方式采用7撑杆支架式安装,包括4根Z向撑杆、2根X向撑杆和1根Y向撑杆(图18、图19)<sup>[29]</sup>。

## 2.2 共轴反转直升机主减速器安装与支撑结构布局应用现状

目前,共轴反转直升机主减速器安装与支撑结构多数采用多撑杆支架式安装方式。

SB>1直升机主减速器安装与支撑结构采用了8撑杆支架式主减速器安装方式(图20)<sup>[30-31]</sup>。

卡-29直升机主减速器安装与支撑结构同样采用

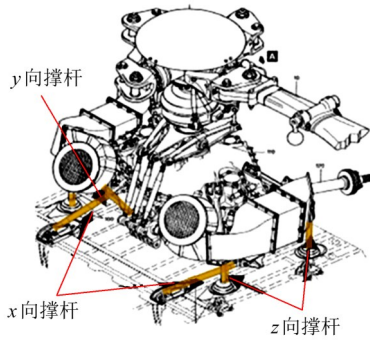
图 18 BK117直升机主减速器安装示意图<sup>[29]</sup>

Fig. 18 Schematic diagram of BK117 helicopter final drive installation

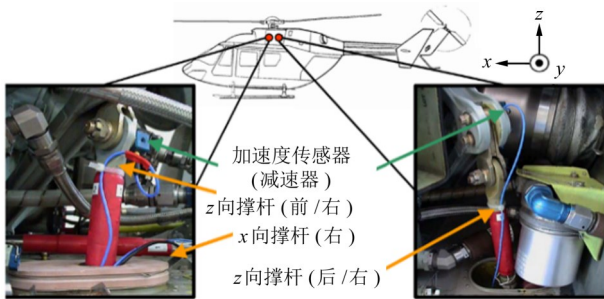
图 19 BK-117主减撑杆安装实物图<sup>[29]</sup>

Fig. 19 BK-117 main brace reduction rod installation physical drawing

图 20 SB>1直升机主减速器支撑布局<sup>[31]</sup>

Fig. 20 SB&gt;1 helicopter final drive support layout

了8撑杆支架式主减速器安装方式(图21)<sup>[26]146</sup>。

### 3 直升机主减速器安装与支撑用撑杆结构的

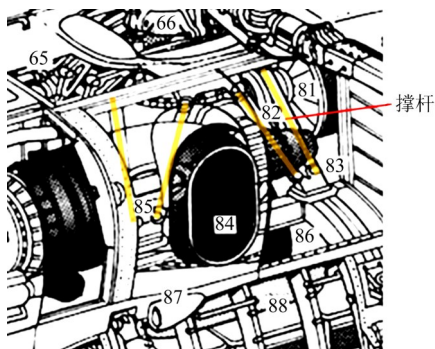
图 21 卡-29直升机主减速器支撑布局<sup>[26]</sup>

Fig. 21 Ka-29 helicopter final drive support layout

## 发展

### 3.1 撑杆基本结构研究现状

直升机撑杆结构一般采用薄壁圆柱壳体,撑杆两端采用单耳与双耳结构,分别与机匣和机身相连接,如图22与图23所示。

图 22 单耳撑杆<sup>[32]</sup>

Fig. 22 Single-Lug Strut

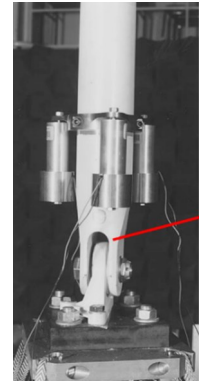
图 23 双耳撑杆<sup>[33]86</sup>

Fig. 23 Double-Lug Strut

吴高强等<sup>[34]</sup>针对无人直升机机身框架的内压支撑杆开展了研究,图24所示为机身框架结构示意图,其采用空心圆管焊接而成,并在支撑杆处安装了压力表。通过Ansys软件建立机身框架的有限元模型,对比分析了有/无内压工况下支撑杆的强度、刚度和振动特性,发现内压对支撑杆的强度与刚度有一定影响。

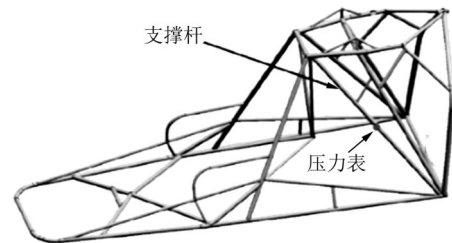
图 24 框架结构示意图<sup>[34]</sup>

Fig. 24 Schematic diagram of the frame structure

针对直升机撑杆断裂故障问题,王强<sup>[35]</sup>通过断口宏观形态(图25)、微观形态分析,确认断裂源于撑杆焊接热影响区,表现为高周疲劳断裂。分析其原因主要是撑杆长期承受拉压应力及发动机高频振动交变载荷,导致其金属强度下降最终发生断裂。KRSTIC等<sup>[28]352</sup>对8撑杆支架式安装的米-8直升机撑杆安装螺栓(图26)的断裂原因进行了研究。有限元分析证实,裂纹起源于螺栓处最大拉应力区域,螺栓长期承受预紧力和飞行中交变载荷(如旋翼振动传递),加速了裂纹扩展,最终导致断裂,如图27所示。

随着直升机飞行速度、任务复杂度及载荷需求的持续提升,传统撑杆结构在应对宽频振动抑制、

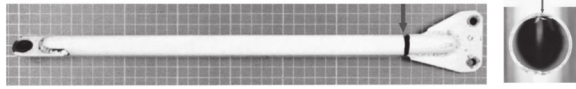
图 25 撑杆及其断口宏观形态<sup>[35]</sup>

Fig. 25 Macroscopic morphology of the support rod and its fracture

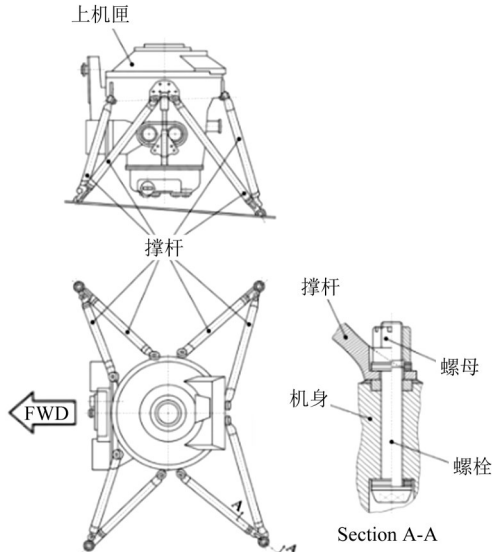
图 26 米-8 直升机撑杆连接示意图<sup>[28]</sup>

Fig. 26 Schematic diagram of the Mi-8 helicopter strut connection

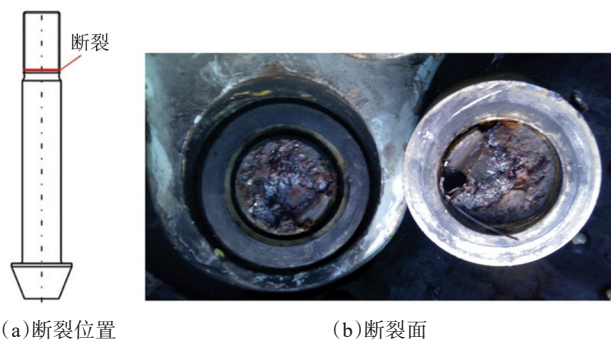
图 27 米-8 直升机安装撑杆的螺栓断裂位置及断裂面<sup>[28]</sup>

Fig. 27 Fracture position and fracture surface of the bolt of the Mi-8 helicopter mounting strut

动态载荷适应性与轻量化设计方面面临挑战。尤其是在主减速器传递的高频振动与旋翼交变载荷耦合作用下,传统被动式撑杆的隔振效能难以满足现代直升机对低振动噪声、高可靠性的严苛要求<sup>[36]</sup>。可以通过材料创新、结构优化与智能控制算法的深度融合,推动撑杆技术向高效隔振与主动调控方向发展。其中,周期撑杆通过周期性阻抗失配设计实现频段化振动衰减;而智能撑杆则依托作动器与自适应控制策略,动态抑制振动传递。

### 3.2 周期撑杆的发展

直升机主减速器周期撑杆是一种通过周期性结构设计实现减振降噪的关键部件,其核心在于利用几何或材料的不连续性(如交替排列的中空圆柱、螺

旋单元或金属/橡胶复合结构)形成阻抗失配效应,从而在特定频段(阻带)内抑制振动波的传播<sup>[37]</sup>。这种撑杆通过精确设计的周期性单元布局,将主减速器产生的结构传导振动与机身隔离,兼具结构强度与轻量化需求,是实现直升机主减速器隔振的重要技术手段<sup>[38-39]</sup>。

在单材质周期撑杆层面,党崇<sup>[40]</sup>提出并设计了一种基于布拉格散射型周期结构原理的单材质主减速器周期撑杆(图 28),采用单一材料通过几何周期性调制阻抗,实现对直升机主减速器齿轮啮合振动传递的抑制。研究通过理论建模、参数优化与试验验证相结合,明确了撑杆结构参数对宽频阻带的影响规律,优化后的撑杆在 500~2 000 Hz 频段内振动衰减效果显著提升,舱内噪声最大降低达 10 dB,为直升机舱内中高频噪声控制提供了轻量化、高可靠性的被动控制解决方案。WANG 等<sup>[41]</sup>聚焦于几何不连续性的单材质周期结构设计,通过中空圆柱与螺旋结构的交替排列形成阻抗失配,建立传递矩阵法与理论公式相结合的动力学模型,验证了周期结构在振动隔离中的基础作用,并为直升机模型设计并试验验证了一个样品撑杆(图 29),在某些频率下实现了高达 64% 的加速度衰减和超过 40 dB 的衰减。随着研究的深入,WANG 等<sup>[42]</sup>基于传递矩阵法与谱单元法建立了周期支撑杆的动力学模型,并引入多目标遗传算法进行多胞元优化,提出了“近周期支撑杆”的创新概念——通过在周期性结构中引入可控无序,使结构偏离严格周期排列但仍保留周期性特征。优化后的近周期支撑杆在目标频段内形成更宽、更深的阻带,振动衰减效果较完美,周期结构提升 26.22%,并通过位移响应分析揭示了阻带拓宽与加深的波动机理,试验验证了其在实际支撑条件下具有更优的宽频减振性能。

图 28 模拟直升机机舱试验系统<sup>[40]</sup>

Fig. 28 Simulation of a helicopter cabin test system

在复合材质周期撑杆层面,王璇<sup>[43]</sup>提出了一种铅、铝合金以及橡胶复合材质局域共振型主减周期撑杆方案(图 30),通过理论建模和仿真,分析了单

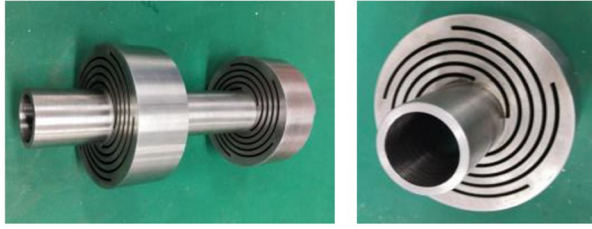
图29 单材质周期撑杆<sup>[41]</sup>

Fig. 29 Images of the sample periodic strut

振子、串联双振子及并联双振子撑杆的减振特性，研究了材料和结构参数对带隙的影响，并基于有限元软件建立了机舱声振动力学模型，通过对比安装普通撑杆与周期撑杆时直升机模拟机舱内的声学响应，验证了周期撑杆在500~2 500 Hz频段内的降噪效果，最大声压级衰减量超过60 dB，进而验证了撑杆的降噪效果。LU等<sup>[44-46]</sup>针对直升机主减速器系统，提出一种金属/橡胶复合周期支撑撑杆结构(图31)，通过构建完整的轴向-横向耦合振动传递模型及主减速器支撑系统(图32)整体动力学模型，揭示了其振动衰减规律。通过单撑杆振动传递试验、主减速器/撑杆系统振动试验以及舱内噪声测试进行系统验证，测得该撑杆在横向振动衰减性能优于轴向，在300~2 000 Hz频段内实现宽带抑制，最大加速度衰减超过40 dB，最大噪声衰减超过30 dB，试验结果与数值预测吻合良好，全面证实了该复合周期撑杆在直升机振动与噪声控制中的有效性与模型预测精度。罗慧颖等<sup>[47]</sup>提出一种主/被动复合型主减周期撑杆方案(图33)。通过在传统周期结构中嵌入压电元件，利用主动控制算法调节周期结构带隙，使带隙起始频率前移、带隙深度拓宽；基于谱单元法和传递矩阵法建立了动力学模型，仿真分析了材料和结构参数对带隙的影响。并搭建了宽频激振试验系统，对比测试了普通主减撑杆、无控复合型周期撑杆和施加主动控制的复合型周期撑杆的振动传递特性。试验结果显示，无控复合型撑杆在500 Hz后振动衰减达45 dB；施加主动控制后，带隙起始频率前移210 Hz至约290 Hz，阻带内衰减量进一步增加约10 dB，从而验证了所提出主/被动复合型周期撑杆在宽频范围内具有显著降噪效果，且主动控制能有效调节带隙、提升低频减振性能。

### 3.3 智能撑杆的发展

直升机主减速器智能撑杆是一种融合先进作动技术与结构设计的创新装置，旨在高效抑制直升机飞行中因旋翼旋转、发动机运转及气动载荷引发的复杂振动。传统被动式撑杆依赖固定阻尼材料吸收振动能量，但其减振效能受限于工况变化；而智能

图30 主减周期撑杆工程三维图<sup>[43]</sup>

Fig. 30 Three-dimensional drawing of the main reduction period strut project

图31 金属/橡胶复合周期结构周期撑杆<sup>[44]</sup>

Fig. 31 Metal/rubber composite periodic structure periodic struts

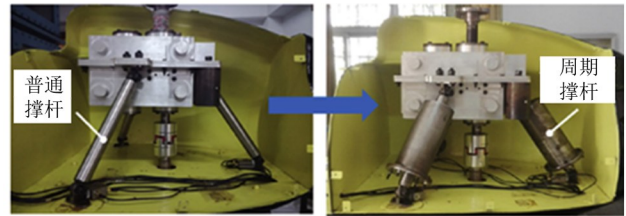
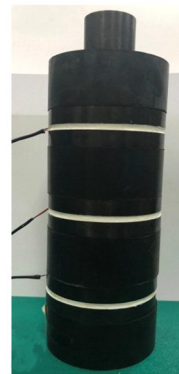
图32 主减速器支撑系统<sup>[46]</sup>

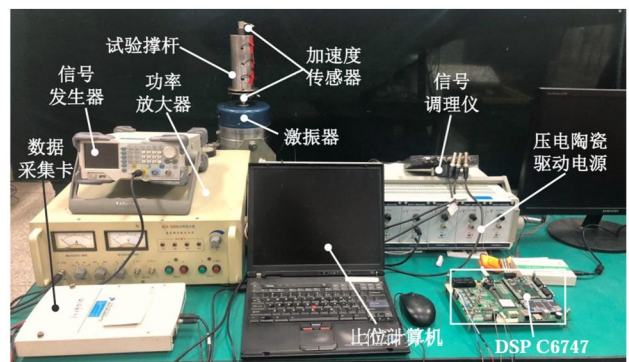
Fig. 32 Final drive support system



(a) 周期撑杆内筒



(b) 周期撑杆



(c) 宽频激振试验系统

图33 主减周期撑杆试验样例实物图<sup>[47]</sup>

Fig. 33 Physical diagram of the test sample of the main reduction period

撑杆通过在撑杆内部集成高响应作动器(如压电陶瓷致动器、磁流变流体阻尼器或电液伺服机构), 结合实时传感器网络与自适应控制算法, 形成闭环控制系统。该系统可动态感知振动频率与幅度, 主动生成反向作用力抵消振动(主动模式), 或快速调节内部阻尼刚度以耗散能量(半主动模式), 从而显著降低传递至机身的振动强度<sup>[48]</sup>。该技术不仅提升了乘员舒适性与机载设备可靠性, 还能延长主减速器等关键部件寿命, 同时适应直升机悬停、巡航等多模态飞行状态, 代表了旋翼飞行器振动控制向智能化、轻量化方向的重要突破, 已逐步应用于新一代军民直升机升级中。

近年来, 直升机主减速器智能撑杆技术的研发呈现多元化创新趋势, 通过集成先进作动器与智能控制算法, 显著提升了振动抑制效能。AQUILANTE团队<sup>[24]</sup>提出的智能撑杆方案采用音圈作动器(VCA)与钛弹簧的协同设计, 结合主动调谐减振器(ATVN), 在支撑结构上实现了轻量化与高刚度的优化。通过PID/LQR控制器动态调节系统共振频率并补偿弹簧非线性效应, 该作动器兼具结构载荷传递与振动抑制双重功能。研究基于飞行测试获取的载荷时程数据, 开展了系统的减振分析与试验验证, 结果表明, 该方案能有效抑制旋翼通过频率及其附近频带的振动, 显著降低机身响应。该设计在莱昂纳多公司的“舒适”项目中成功验证了其在降低旋翼振动传递方面的效能, 为AW139直升机的振动控制升级提供了关键技术支撑。



图 34 AW139 直升机主减速器液压撑杆<sup>[24]</sup>

Fig. 34 hydraulic active strut tested on the AW139

在高频振动控制方面, SUTTON等<sup>[33]</sup>通过磁致伸缩作动器阵列实现了250~1250 Hz高频段的主动干预。其在支撑结构优化设计方面, 基于压电作动器(PZT)的智能撑杆(图35), 通过有限元分析优化了作动器排布、推力环构型与安装角度, 在保证结构强度的同时显著提升了作动器行程与效率。减振分析表明, 齿轮啮合高频振动(如1890 Hz)通过撑杆

以结构声形式传递至机身, 且纵向振动是主要传递路径; 采用窄带多通道滤波x-LMS算法, 该系统在飞行试验中针对目标频率实现了高达14 dB的加速度衰减与11 dB的舱内声压级降低。试验研究进一步证实, 全机7根智能撑杆在多种飞行状态下均能稳定工作, 通过实时频率跟踪与多频点同时控制, 有效抑制了变速工况下的结构声传递。VILLANI等<sup>[49]</sup>则针对直升机旋翼引起的中频振动(主频约25 Hz), 为主动振动控制(AVC)系统中的作动器设计了一款高功率密度永磁同步电机(图36)。团队基于有限元分析(FEA), 对分布式绕组(6极18槽)与集中式绕组(8极9槽、10极12槽)等3种电机拓扑进行了系统对比与优化设计。减振分析表明, 该作动器需在1450 r/min转速下产生特定频谱的峰值转矩以抵消通过撑杆传递的振动载荷。通过采用控制随机搜索(CRS)算法进行多变量优化, 在满足紧凑尺寸(外径70 mm)、高槽满率(0.35)与高效率(>77%)的严格约束下, 最终确定的10极12槽(交替齿绕制)方案在理论分析与原型测试中均展现出优异的综合性能: 其转矩脉动低至8%, 且基本无有害的径向磁力, 避免了引入额外振动。试验通过构建基于转子磁场定向控制(RFOC)的驱动系统, 验证了电机在25 Hz工作频率下能精确跟踪正弦转矩指令, 产生的振动谐波分量较小。该电机设计满足了EMA在紧凑空间内实现高动态力输出的要求, 为直升机主动减振系统的机电作动器提供了关键技术支撑。

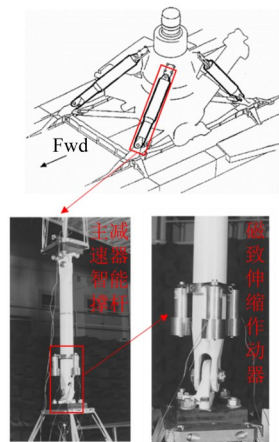


图 35 直升机主减速器智能撑杆及磁致伸缩作动器<sup>[33]</sup>

Fig. 35 Helicopter final reducer, intelligent strut, magnetostrictive actuator

针对复杂振动模式的控制算法, LANG等<sup>[50]</sup>针对直升机机身振动控制, 在支撑结构优化设计方面, 创新性地提出将压电堆作动器并联安装于齿轮箱撑杆的方案(图37), 该作动器具有大驱动力、小位移

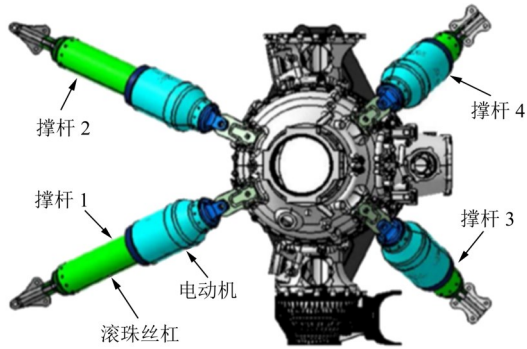
图 36 永磁电机结构智能撑杆减振系统<sup>[50]</sup>

Fig. 36 Permanent magnet motor structure intelligent strut-damping system

及宽频带响应的特点。研究建立了包含旋翼-齿轮箱、带作动器的主动撑杆以及机身的多子系统耦合动力学模型(图 38)，并通过子结构法精确集成了系统的整体动力学方程。减振分析表明，旋翼振动载荷前3阶谐波是机身振动的主要成分。在控制算法层面，研究团队结合自适应谐波同步识别更新算法(基于LMS实时辨识误差谐波系数)与滑模反馈控制算法，提出了自适应谐波前馈/滑模反馈混合控制方法。该算法有效克服了传统离散傅里叶变换方法存在的采样延迟与数据量大等缺陷，并增强了系统对瞬态响应与模型误差的鲁棒性。仿真试验研究证实，该方法在多种稳态及载荷幅值、相位、频率突变的瞬态工况下，均能使机身3个方向的加速度响应在1s内快速收敛，衰减率达到98%以上，展现出优异的收敛速度、稳定性和自适应能力。CORBETTA团队<sup>[25]</sup>针对直升机主减速器振动向机身传递问题，在支撑结构优化设计方面，创新性地将压电陶瓷片作动器集成于主减速器支撑结构中。具体方案为：在两个H型后撑杆上各布置4对PZT片作动器以产生纵向控制波，并在抗扭板上双侧各布置6对PZT片作动器以产生弯曲控制波(图 39)，构建了多通道主动控制作动网络。在减振分析与试验研究方面，团队基于A109MKII全尺寸机身模拟台，建立了包含结构路径的试验系统。通过采用多参考信号窄带多输入多输出滤波x-LMS控制策略，针对齿轮啮合产生的1.6 kHz、1.8 kHz和4.25 kHz等多个高频窄带目标分量进行主动控制。试验结果表明，该系统在误差传感器(加速度计)位置能实现高达20 dB的局部振动衰减。同时，舱内声学测试显示，在50个测点网格上目标频段的平均声压级可降低约3 dB，局部区域降噪可达5~10 dB。该研究验证了该主动振动隔离系统在抑制高频结构声传递方面的有效性，并为后续

飞行测试奠定了基础。

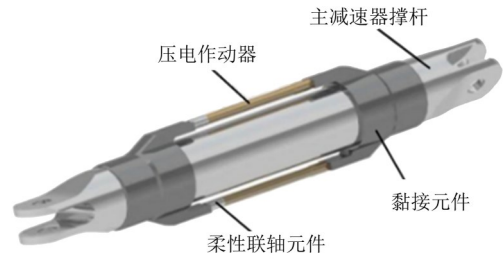
图 37 压电作动器撑杆<sup>[51]</sup>

Fig. 37 Piezoelectric actuator struts

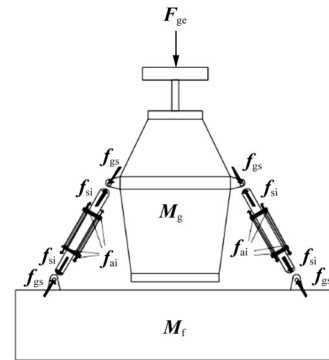
图 38 旋翼-齿轮箱-机身系统动力学模型<sup>[51]</sup>

Fig. 38 Rotary-gearbox-fuselage system dynamics model

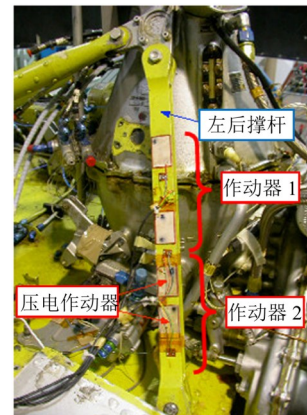
图 39 AW109直升机主减速器智能撑杆<sup>[25]</sup>

Fig. 39 AW109 helicopter final drive intelligent strut

在振动隔离机理研究层面，YUE等<sup>[51-52]</sup>开发的压电堆叠周期支撑杆(PSPS)展现了其优良的多频与宽频减振能力。如图 40所示，试验中压电堆叠作动器与聚酯乙烯杆件周期排列构成3周期的压电堆叠周期撑杆。通过建立电-机耦合传递矩阵模型，揭示了周期结构参数与电驱动约束的关联规律，试验证实了3周期结构在阻带特性与主动控制协同方面的潜力。这些研究共同指向技术发展的趋势为：多物理场作动器融合(如压电/磁致伸缩/EMA协同)、宽频自适应控制算法优化，以及智能结构与主承力部件的一体化设计，为下一代直升机振动控制系统的轻量化、智能化发展奠定了理论基础与工程实践基础。

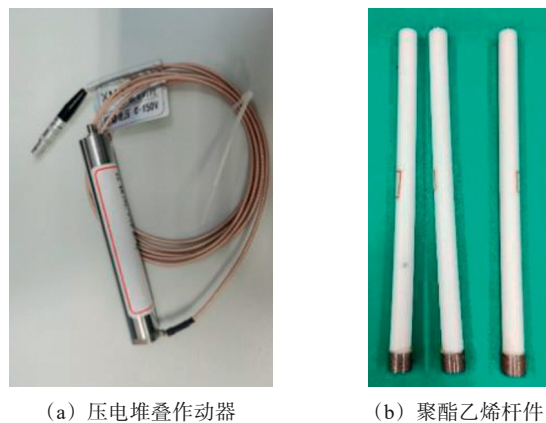
图 40 压电叠堆周期撑杆的组成元件<sup>[51]</sup>

Fig. 40 Piezoelectric stacks periodic strut components

## 4 结论

直升机主减速器撑杆作为动力传输与机身结构的关键连接部件, 其技术发展直接影响直升机的振动控制与可靠性。传统安装方式中, 凸缘式安装凭借结构紧凑性广泛应用于中小型机型, 而撑杆式安装(悬挂式与支架式)通过多杆协同承载和隔振设计, 显著降低振动传递, 尤其在大型直升机(如米-26、AH-64)中体现高载荷承载优势。近年来, 周期撑杆通过几何或材料周期性设计实现频段化振动抑制, 金属/橡胶复合结构进一步拓宽阻带范围; 智能撑杆则融合压电堆、磁致伸缩作动器与自适应算法, 动态抑制宽频振动, 在 AW139 等机型中验证了工程潜力。

然而, 尽管技术持续创新, 直升机主减速器安装与支撑系统仍面临一系列深层挑战。当前, 直升机主减速器安装与支撑技术仍面临材料-结构协同优化不足、宽频振动控制有效性受限、智能系统可靠性及集成度低、多物理场耦合建模不完善、轻量化与刚度/强度矛盾突出以及系统维护性复杂等多重关键科学与工程难题, 制约着其向更轻质、智能与高可靠方向的进一步发展。

为应对与解决这些关键科学与工程难题, 未来技术将聚焦材料创新与智能化集成: 开发轻量化复合材料及超材料扩展阻带特性, 结合深度学习算法实现振动预测与实时控制; 同时, 推动多物理场作动器(压电、磁流变)协同, 提升直升机撑杆复杂工况下的自适应能力。此外, 需加强智能撑杆的长期可靠性验证, 建立标准化设计框架, 加速技术从试验室向装备转化。这些突破将推动直升机主减速器支撑系统向高效减振、智能调控方向演进, 为下一代机型的高性能化与任务拓展奠定基础。

## 参 考 文 献

- [1] CHEN R, WEN C Y, LORENTE S, et al. The evolution of helicopters[J]. *Journal of Applied Physics*, 2016, 120:014901.
- [2] YU Y H. Rotor blade-vortex interaction noise[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(2):97-115.
- [3] 刘孝辉, 徐新喜, 白松, 等. 军用直升机振动与噪声控制技术[J]. *直升机技术*, 2013(1):67-72.  
LIU Xiaohui, XU Xinxi, BAI Song, et al. Vibration and noise control technology on military helicopters[J]. *Helicopter Technique*, 2013(1):67-72.
- [4] BRENNAN M J, PINNINGTON R J, ELLIOTT S J. Mechanisms of noise transmission through helicopter gearbox support struts[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 1994, 116(4):548-554.
- [5] SZEFI J T. Helicopter gearbox isolation using periodically layered fluidic isolators[D]. Park, PA: The Pennsylvania State University, 2003:2.
- [6] HEWLETT J T, CLEVENSON S A, RUPF J A. Interior noise reduction in a large civil helicopter[R]. NASA; 1977 Jul. Report No. NASA-TN-D-8477.
- [7] SCHAUBLE J J, MALONEY P F. An approach to helicopter structural reliability and fatigue life[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1964, 9(4):13-19.
- [8] 杭毅, 孙帆, 沈文军. 直升机载显控台设计与试验[J]. *电子机械工程*, 2015, 31(1):39-41, 45.  
HANG Yi, SUN Fan, SHEN Wenjun. Design and mechanical test for helicopter-borne display console[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2015, 31(1):39-41, 45.
- [9] MUCCHI E, VECCHIO A. Acoustical signature analysis of a helicopter cabin in steady-state and run up operational conditions[J]. *Measurement*, 2010, 43(2):283-293.
- [10] 盛冬平. 直升机主减速器传动系统的动力学研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015:1.  
SHENG Dongping. Research on key dynamic problems of helicopter main reducer transmission system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015:1.
- [11] 李春强. 基于压电智能撑杆的直升机主减动载荷控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2020:1.  
LI Chunqiang. Study on reducing dynamic loads of the helicopter gearbox based on piezoelectric smart struts[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020:1.
- [12] 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, 2015:1.  
WANG Mukai. Research on vibration isolation characteristics of the helicopter main gearbox support strut[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015:1.
- [13] 曹彬. 某型直升机主减撑杆裂纹故障分析[J]. *中国高科技*, 2019(22):34-36.  
CAO Bin. Fault analysis of cracks in the main strut of a helicopter[J]. *China High-Tech*, 2019(22):34-36.
- [14] 金光慧, 耿凯. 某直升机主减撑杆疲劳试验断裂分析[J]. *金属热处理*, 2007, 32(S1):53-55.  
JIN Guanghui, GENG Kai. Fatigue wear analysis of main gearbox strut of helicopter[J]. *Heat Treatment of Metals*, 2007, 32(S1):

- 53-55.
- [15] 高洁,朱如鹏. 直升机传动系统设计[M]. 北京:科学出版社, 2022:33-34.  
GAO Jie, ZHU Rupeng. Design of helicopter transmission system [M]. Beijing: Science Press, 2022:33-34.
- [16] 陈冬梅. 直升机聚焦式主减隔振器设计[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019:22.  
CHEN Dongmei. Design of the focal isolator of the helicopter main gearbox [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019:22.
- [17] Maurice D. Griffin, Matthew W. Hendricks. HELICOPTER TRANSMISSION MOUNT SYSTEM [P]. 美国: US 20150136 9. 00A1, May 21, 2015.
- [18] 陈静,沈安澜,刘续兴,等. 虚焦点位置对聚焦式隔振系统动态特性的影响研究[J]. 直升机技术, 2017(2):27-32.  
CHEN Jing, SHEN Anlan, LIU Xuxing, et al. Theoretical studies on the influence of the location of focus on the dynamic behavior of the focal isolation system of helicopter [J]. Helicopter Technique, 2017(2):27-32.
- [19] 沈安澜,陈静,刘续兴,等. 直升机主减动特性三维参数化分析方法[J]. 直升机技术, 2016(3):18-25.  
SHEN Anlan, CHEN Jing, LIU Xuxing, et al. A new three-dimensional mathematics analysis method of helicopter main gearbox dynamic characteristics [J]. Helicopter Technique, 2016(3):18-25.
- [20] 邓雨河. 基于动力反共振的直升机主减器隔振技术研究[D]. 上海:上海交通大学, 2019:10.  
DENG Yuhe. Research on the vibration isolation of helicopter gearbox based on dynamic anti-resonance technology [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2019:10.
- [21] 李东东,张树桢. 一种桁架式直升机主减器隔振装置: CN216768302U [P]. 2022-06-17.  
LI Dongdong, ZHANG Shuzhen. Truss-type vibration isolation device for helicopter main gearbox: CN216768302U [P]. 2022-06-17.
- [22] 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.  
NI De, ZHONG Tuanjie, WEI Jing, et al. Calculation and optimal design of rotor shaft torsional vibration of a helicopter transmission system [J]. Journal of Mechanical Transmission, 2022, 46(1):80-86.
- [23] CH-53种马王朝(二)——初代种马和三发种马 [EB/OL]. 360doc 个人图书馆, 2018 [2025-05-13]. [http://www.360doc.com/content/18/0708/11/13664199\\_768736264.shtml](http://www.360doc.com/content/18/0708/11/13664199_768736264.shtml).  
CH-53 Stallion Dynasty (Part 2) — First-Generation Stallion and Triple-Engine Stallion [EB/OL]. 360doc Personal Library, 2018 [2025-05-13]. [http://www.3-60doc.com/content/18/0708/11/13664199\\_768736264.shtml](http://www.3-60doc.com/content/18/0708/11/13664199_768736264.shtml). (in Chinese)
- [24] AQUILANTE L. Design of semi and fully active actuators to reduce rotor-induced vibrations on a helicopter fuselage [D]. Milano: Politecnico di Milano, Department of Mechanical Engineering, 2025:1.
- [25] CORBETTA W, VIGONI E, TOSO A, et al. Active control of helicopter's gearbox vibrations and effects on the cabin noise [C]// International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Milano: Politecnico di Milano, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, 2022:4-5.
- [26] 倪先平. 直升机手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2003.  
NI Xianping. Helicopter manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2003.
- [27] WWP Apache Part 2 in Detail [EB/OL]. Aeroscale, 2023 [2025-05-29]. <https://a-eroscale.net/news/wwp-apache-part-2-in-detail>.
- [28] KRSTIC B, REBHI L, ILIC N, et al. Failure of mounting bolt of helicopter main gearbox support strut [J]. Engineering Failure Analysis, 2016, 70:351-363.
- [29] HOFFMANN F, MAIER R, JÄNKER P, et al. Helicopter interior noise reduction by using active gearbox struts [C]//12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference), 2006:AIAA2006-2604.
- [30] COMPANY T B, BOUWER S, BOWEN D. Leveraging geometry optimization tools to reduce component weight, development cost, and design schedule [C]//Proceedings of the Vertical Flight Society 72nd Annual Forum, 2016:1-20.
- [31] COMPANY T B, BOUWER S, KAISER E. Design and development of the main rotor gearbox for the Sikorsky boeing SB>1 DEFIANT JMR technology demonstrator aircraft [C]//Proceedings of the Vertical Flight Society 75th Annual Forum, 2019:1-9.
- [32] MAIER R, HOFFMANN F, TEWES S, et al. Active vibration isolation system for helicopter interior noise reduction [C]//8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit, 2002: AIAA2002-2495.
- [33] 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 and Vibration, 1997, 205(1):81-101.
- [34] 吴高强,宋军,姜年朝,等. 某无人直升机框架内压支撑杆的有限元分析[J]. 现代机械, 2014(2):25-28, 39.  
WU Gaoqiang, SONG Jun, JIANG Nian (Chao|Zhao), et al. The finite element analysis of internal pressure-support bar for unmanned helicopter [J]. Modern Machinery, 2014(2):25-28, 39.
- [35] 王强. 某型直升机下部皮带轮支撑杆断裂失效分析[J]. 航空维修与工程, 2018(3):91-92.  
WANG Qiang. Failure analysis on low sheave strut fracture for a certain type of helicopter [J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2018(3):91-92.
- [36] 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 Yubao, LI Zhengchu, HUANG Ben, et al. Reduction of helicopter cabin noise using periodic isolation design [J]. Journal of Vibration Engineering, 2020, 33(4):764-771.
- [37] BAZ A. Active control of periodic structures [J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2001, 123(4):472-479.
- [38] ASIRI S, BAZ A, PINES D. Periodic struts for gearbox support system [J]. Journal of Vibration and Control, 2005, 11(6):709-721.
- [39] RUZZENE M, BAZ A. Attenuation and localization of wave propagation in periodic rods using [J]. Smart Materials and Structures, 2000, 9(6):805.

- [40] 党崇. 基于单材质周期撑杆的直升机舱内降噪技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2022:50.  
DANG Chong. Helicopter cabin noise reduction based on mono-material periodic strut [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2022:50.
- [41] WANG F J, LU Y, 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.
- [42] WANG F J, TORBATI M M, MA X J, et al. Design of near-periodic struts for helicopter gearbox vibration isolation using multicell optimization[J]. *AIAA Journal*, 2019, 57(6):2634-2647.
- [43] 王璇. 用于直升机舱内降噪的局域共振型主减周期撑杆研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019:70.  
WANG Xuan. Research on helicopter noise reduction by using local resonance type main gearbox periodic strut [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019:70.
- [44] LU Y, WANG F J, MA X J. Helicopter interior noise reduction using compounded periodic struts [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2018, 435:264-280.
- [45] LU Y, WANG F J, MA X J. Research on the vibration characteristics of a compounded periodic strut used for helicopter cabin noise reduction[J]. *Shock and Vibration*, 2017, 2017:4895026.
- [46] WANG F J, LU Y, LEE H P, et al. Vibration and noise attenuation performance of compounded periodic struts for helicopter gearbox system[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 458:407-425.
- [47] 罗慧颖. 用于直升机舱内降噪的主/被动复合型主减周期撑杆研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2019:47.  
LUO Huiying. Research on the active-passive compounded periodic strut of main gearbox for helicopter cabin noise reduction [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019:47.
- [48] 陆洋, 顾仲权, 凌爱民, 等. 直升机结构响应主动控制飞行试验[J]. *振动工程学报*, 2012, 25(1):24-29.  
LU Yang, GU Zhongquan, LING Aimin, et al. Flight test of active control of structure response for helicopter[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2012, 25(1):24-29.
- [49] VILLANI M, TURSINI M, FABRI G, et al. Electromechanical actuator for helicopter rotor damper application [C]//2012 XXth International Conference on Electrical Machines, 2012:2552-2558.
- [50] LANG K, XIA P Q. Hybrid active vibration control of helicopter fuselage driven by piezoelectric stack actuators [J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 56(2):719-729.
- [51] YUE H Y, LU Y, DANG C, et al. Study on electrical parameter matching of piezoelectric stack periodic strut for helicopter cabin noise control[J]. *Shock and Vibration*, 2022, 2022:8952217.
- [52] 岳慧裕, 陆洋, 朱天宇, 等. 用于直升机舱内降噪的智能周期撑杆研究[J]. *振动工程学报*, 2023, 36(5):1335-1348.  
YUE Huiyu, LU Yang, ZHU Tianyu, et al. A smart periodic strut for helicopter cabin noise reduction[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2023, 36(5):1335-1348.

## Development and characteristics analysis of helicopter main reducer installation and support technology

LI Miaomiao<sup>1</sup> ZHOU Zhenglong<sup>1</sup> YUAN Xiaojie<sup>2</sup> ZHU Rupeng<sup>1</sup>

(1. School of Mechanical & Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412000, China)

**Abstract:** [Objective] Aiming at the struts, the key components for the installation and support of helicopter main reducers, the research progress of conventional struts and intelligent struts is analyzed in combination with the development trend of strut structures. [Analyses] The mounting and support layouts of helicopter main reducers are divided into flange type, strut type and other structural forms. The structural characteristics and application scope of each layout are summarized and analyzed. Combined with typical aircraft cases, the application status of different mounting and support layouts in conventional single-rotor and coaxial twin-rotor helicopters is concluded. [Outlooks] The collaborative optimization of lightweight materials and intelligent algorithms is proposed as the key approach to improve the dynamic performance of the support system in the future.

**Key words:** Helicopter main reducer; Flange type; Strut type; Periodic strut; Smart strut

(编辑: 刘星泽)