

# 电动直升机设备平台振动响应的仿真与试验

王 锋<sup>1</sup>, 吴诗宇<sup>1,2</sup>, 查政明<sup>3</sup>, 周国庆<sup>1</sup>, 杨 康<sup>1</sup>

(1. 辽宁通用航空研究院 直升机研发室, 沈阳 110136; 2. 沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 沈阳 110136;  
3. 昌河飞机工业集团 型号管理部, 江西 景德镇 333002)

**摘要:** 为保障电动直升机设备平台在复杂振动和冲击环境中的动态性能, 采用仿真与试验相结合的方法, 对某电动直升机设备平台进行深入研究。仿真部分利用 HYPERMESH 和 ANSYS 软件, 开展了模态分析、扫频分析、随机振动分析及瞬态响应分析, 获取了平台的动态特性和关键数据。试验部分包括随机振动和冲击测试, 随机振动以 RMS 缩放到 1 g 的加速度功率谱密度(power spectral density, PSD)作为激励条件, 冲击测试以 4 g 峰值加速度和 6 ms 半正弦波激励进行。研究表明, 平台前两阶模态频率分别为 33.735 Hz 和 39.751 Hz, 低频模态可能与运行工况下的低频激励产生耦合。随机振动分析显示, 主要响应集中于 70~300 Hz, 平台在随机振动环境下的最大变形量为 1.572 9 mm, 应力分布均匀, 满足材料屈服强度要求。瞬态冲击分析表明, 平台在 4 倍重力加速度冲击下的最大应力为 11.464 MPa, 显著低于材料屈服强度。试验与仿真结果一致, 验证了平台设计的可靠性, 为电动直升机设备平台的优化设计提供了理论依据与参考。

**关键词:** 电动直升机; 随机振动分析; 瞬态响应分析; 设备平台; 有限元

中图分类号: V214

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.2095-1248.2025.05.005

## Simulation and test of vibration response on electric helicopter equipment platforms

WANG Feng<sup>1</sup>, WU Shiyu<sup>1,2</sup>, ZHA Zhengming<sup>3</sup>, ZHOU Guoqing<sup>1</sup>, YANG Kang<sup>1</sup>

(1. Helicopter R&D Department, Liaoning General Aviation Research Institute, Shenyang 110136, China; 2. College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China; 3. Model Management Department, Changhe Aircraft Industry Group, Jingdezhen 333002, China)

**Abstract:** To ensure the dynamic performance of the electric helicopter equipment platform under complex vibration and shock environments, a combined test and simulation approach was adopted to conduct an in-depth investigation of a specific electric helicopter equipment platform. The simulation part utilized HYPERMESH and ANSYS software to perform modal analysis, frequency sweep analysis, random vibration analysis, and transient response analysis, obtaining the platform's dynamic characteristics and key data. The test part included random vibration and shock tests. The random vibration testing employed an acceleration power spectral density (PSD) scaled to 1g RMS as

收稿日期: 2025-01-02 修回日期: 2025-01-23 接受日期: 2025-01-27

基金项目: 辽宁省工信厅专项研究项目(项目编号: LNGXTJB20250165)。

作者简介: 王锋(1977—), 男, 辽宁朝阳人, 研究员, 主要研究方向为电动直升机、旋翼飞行器设计, E-mail: wang\_feng\_117@163.com。

the excitation condition, and the shock testing was conducted with a peak acceleration of 4 g and a half-sine wave excitation lasting 6 ms. The results show that the first two modal frequencies of the platform are 33.735 Hz and 39.751 Hz, and the low-frequency modes may couple with low-frequency excitations during operating condition. Random vibration analysis shows that the primary response is concentrated within the 70~300 Hz range. The maximum deformation of the platform under random vibration conditions is 1.572 9 mm, and the stress distribution is uniform, meeting the material yield strength requirements. Transient shock analysis indicates that the platform's maximum stress under a 4 g shock is 11.464 MPa, which is significantly lower than the material yield strength. The correlation between test and simulation results verifies the reliability of the platform design. This study provides a theoretical basis and reference for the optimized design of electric helicopter equipment platforms.

**Key words:** electric helicopter; random vibration analysis; transient response analysis; equipment platforms; finite element

在电动直升机的电动力系统中,设备平台作为电池箱、电机及控制器等关键组件的固定结构,不仅承担着核心支撑作用,还深刻影响整体布局设计的合理性,是新能源飞行器的关键部件之一<sup>[1]</sup>。动力电池在运行过程中易受振动影响,长期振动可能导致安全事故,在新能源设备故障中占据较高比例,不仅威胁到乘客的生命财产安全,还加剧了公众对新能源飞机安全性的担忧,不利于绿色航空事业的健康发展。

为确保电驱动系统中动力电池的安全稳定运行,电动设备平台必须具备足够的强度和刚度。宁嘉<sup>[2]</sup>通过模态理论和有限元法优化了机体结构动力学模型,并分析了某机体振动特性。苏云征等<sup>[3]</sup>提出了一种基于有限元的直升机振动载荷仿真分析方法,提取了振动环境载荷谱,并分析了疲劳寿命。李德玉等<sup>[4]</sup>基于精细有限元法建立了直升机尾传动系统的三维仿真模型,并分析了瞬态应力分布和振动情况。曹京军等<sup>[5]</sup>分析了电动直升机的性能特点,与传统直升机相比,电动直升机具有更好的垂直性能和水平性能,在噪声、振动、可靠性和使用成本上具有优势<sup>[6]</sup>。刘涛<sup>[7]</sup>以电动汽车电池箱为研究对象,进行随机振动疲劳分析,为电池箱的设计和改进了提供了参考。范汪明

等<sup>[8]</sup>对某无人直升机设备平台进行随机振动分析,将振动谱转化为纯随机振动,建立有限元模型,为设备平台的设计提供了支持。余瑾等<sup>[9]</sup>对直升机小速度前飞状态下的振动机理进行研究,分析结构动响应和载荷特征,揭示了振动问题的机理。梁震涛等<sup>[10]</sup>针对直升机机载设备安装架结构进行随机振动分析,将随机加正弦的振动谱转化为纯随机振动,为设备安装架的设计提供了依据。孙东红等<sup>[11]</sup>探讨直升机振动环境的特点,分析直升机机载设备振动环境试验的有关问题,为直升机机载设备的振动环境试验提供了指导。

在冲击载荷与结构优化方面,赵鑫<sup>[12]</sup>对铝合金波纹夹芯板进行冲击载荷下的试验研究和数值仿真,分析其在低速和高速冲击下的动态响应、损伤模式和耗能特性,为结构设计和优化提供了数据支持。张佳利<sup>[13]</sup>基于能量法建立冲击载荷条件下的可靠性模型,分析结构的强度退化和冲击载荷的作用,为机械结构的可靠性评估提供了方法。崔健禄等<sup>[14]</sup>结合静力学、瞬态响应计算和试验验证,分析了电子设备在冲击载荷下的结构强度。史峰源等<sup>[15]</sup>结合双向渐进结构优化和等效静力载荷方法,通过内外双层循环实现单相和双相复合材料的拓扑优化。

国外在直升机振动控制领域的研究主要集中于主动控制技术、减振设备开发和振动机理分析等方面。Wei等<sup>[16]</sup>构建了直升机-发动机耦合模型,评估发动机动力学对悬停及低速飞控质量的影响,发现影响飞控质量的诸多因素。Li等<sup>[17]</sup>针对小型无人直升机扰动下的姿态跟踪控制,设计了自适应RBF扰动补偿回溯控制器。Jang等<sup>[18]</sup>研究了直升机主旋翼弹性体轴承的初始尺寸、制造工艺,通过有限元建模分析,确认其结构安全,提升制造可靠性。Xu等<sup>[19]</sup>基于直升机配平条件和飞行参数,建立了主旋翼动力学模型,结合自由尾迹法等,研究飞行中旋转条件的影响,揭示推力、气动载荷等的变化规律。

本文在国内现有的电动直升机设备平台基础上,分析了电动直升机运行过程中所受振动、冲击载荷对电动力系统设备平台的影响。首次系统地分析了电动力平台的材料特性与随机振动、冲击响应的关系,提出设备平台在动态环境下的优化方向。结合试验与仿真技术,发现随机振动高频段(70~300 Hz)对关键部件稳定性影响显著,为新能源航空设备平台的设计提供了支持和参考。

## 1 仿真分析

### 1.1 电动直升机设备平台有限元仿真

电动直升机设备平台是电动直升机固定动力系统的重要构件。在此平台上,关键的动力系统部件如动力电机、电池、电机控制器及高压盒等得以集中布局。这种高度集成化的布局实现了动力系统的高效整合,并显著提升了动力系统的整体性能。首先,集成化设计显著优化了电动直升机的整体布局,使结构更加紧凑且合理。部件间的紧密连接确保了系统的稳定性和可靠性,同时为直升机的操控和运行提供了有力支持。其次,集成化设计为维护检修带来了便利。此外,控制器信号在电动直

升机设备平台上的传输更为可靠。高度集成化的布局减少了信号传输路径中的干扰和损耗,确保控制器指令的准确传递,从而提升电动直升机的操控精度和响应速度。

为保证电动直升机在使用过程中的安全与稳定,设计一种搭载电动直升机动力系统的设备平台,通过CATIA建模的有限元模型如图1所示。该结构长为1815 mm、宽为895 mm、主板高为40 mm、总高度为210 mm。设备平台顶部两侧放置动力电池箱,中间支撑固定电机,底部两列小孔为设备平台的固定支撑,吊耳处固定两个动力电池箱,如图2所示。

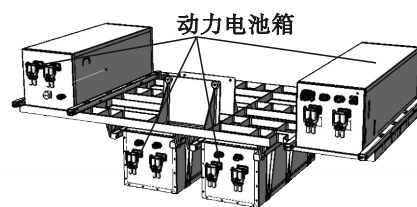


图1 通过CATIA建模的有限元模型

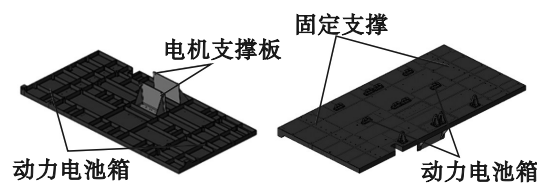


图2 设备平台安装方式

设备平台材料选用7075铝合金,其力学性能卓越,其弹性模量为71 GB,主要表现在强度高,屈服强度可达503 MPa。同时,该材料韧性良好、抗冲击、密度仅为2 810 kg/m<sup>3</sup>,在航空航天领域应用广泛,可减小结构质量。此外,该材料还具备出色的导热性、易加工及良好的抗腐蚀性,具体参数为弹性模量为716 GPa、屈服强度为503 MPa、密度为2 810 kg/m<sup>3</sup>、泊松比为0.33。

在保证计算精度的前提下,将设备平台进行如下简化:通过Hypermesh对模型进行几何修复与抽取中面,填充与计算无关的孔,为设备平台进行材料定义等前处理操作。网格划分采取壳单元全四边形网格划分方法,提高计算精度的同时能够节省计算时间。整体网

格单元数量 52 513 个,节点 54 102 个。网格单元质量(element quality)为 0.961,偏态(skewness)为 0.003,正交质量(orthogonal quality)为 0.984。网格单元质量良好,可以进行后续的计算。

## 1.2 设备平台的预应力模态分析

为保障电动系统中动力电池、高压盒、控制器等部件的安全稳定运行,电动系统设备平台必须具备足够的结构强度与刚度。在飞行过程中,机械结构会受到多种外部激励的影响,而飞行器所承受的外部激励更为复杂多变。当外部激励频率与结构固有频率相近或相同时,可能会诱发强烈的共振现象,导致结构振动幅度显著增大。在外部激励的长期作用下,结构可能因无法承受由此产生的巨大应力而发生失稳甚至损坏。因此,针对电动直升机设备平台进行振动分析,确保其各项动态参数满足使用要求,对于预防振动破坏引发的一系列安全问题具有极其重要的意义。

网格划分工作完成后,根据该电动直升机

设备平台的实际运行工况,对设备平台在预应力状态下的固有模态进行分析。将 4 块动力电池单元各自简化为向下 700 N 的均布力,电机模块简化为向下 300 N 的均布力,控制器与高压盒等质量影响不大,可以忽略。主板底部两排孔施加固定约束,在简谐载荷的作用下振动方程为

$$[M][X''']+[C][X']+[K][X]=[F]\sin(\omega t) \quad (1)$$

式中:[ $M$ ]为质量矩阵;[ $C$ ]为阻尼矩阵;[ $K$ ]为刚度矩阵;[ $X$ ]为系统的位移矩阵;[ $F$ ]为系统所受到的外部激励。由于阻尼影响较少可以忽略,对式(1)做如下变换

$$[M][X''']+[K][X]=[F](t) \quad (2)$$

线性系统的位移

$$X=A\sin(\omega t+\varphi) \quad (3)$$

式中: $A$ 为振幅; $\omega$ 为固有频率; $\varphi$ 为相位角。

联合式(2)、(3),可得出结构固有频率方程如式(4)所示。

$$([K]-\omega^2[M])A=0 \quad (4)$$

模态提取方法为 Block Lanczos,模态分析结果和数据分别如图 3 和表 1 所示。

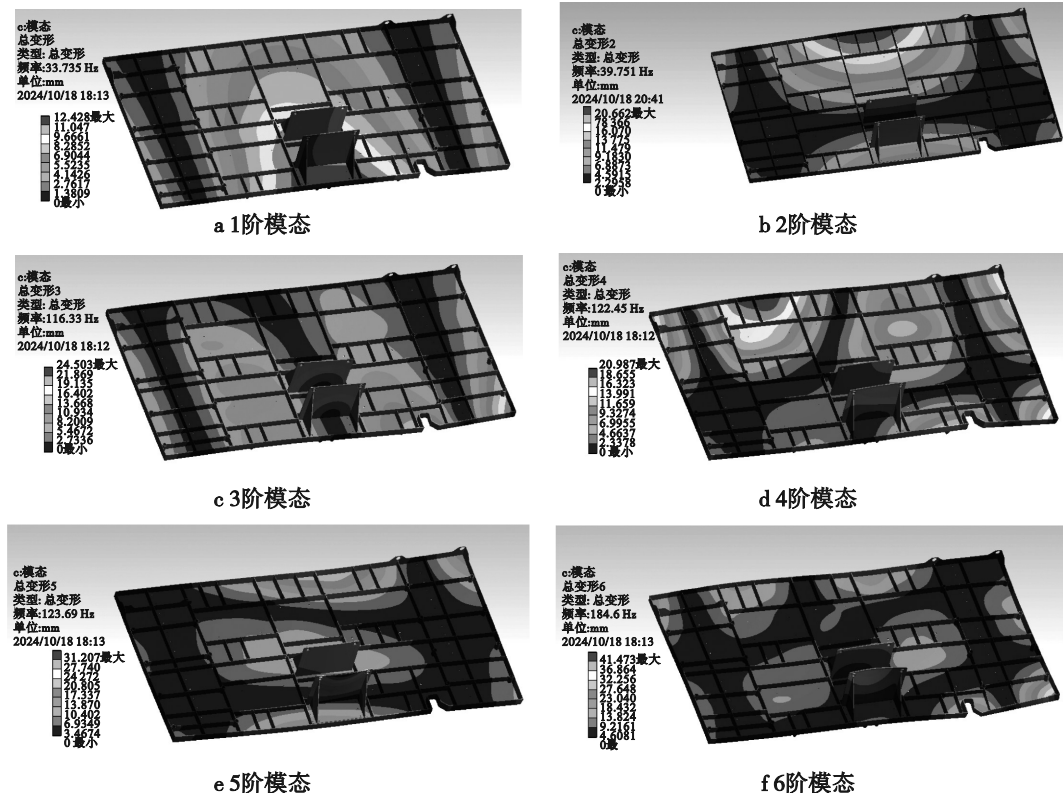


图3 模态分析结果

表1 模态分析数据

模态阶数	频率/Hz	最大变形量/mm	振型
1	33.735	12.428	整体纵向刚性振动
2	39.751	20.662	局部扭曲振动
3	116.330	24.603	整体弯曲变形
4	122.450	20.987	框架整体翘曲振动
5	123.690	31.207	局部振动集中在电机支撑点
6	184.600	41.473	局部高频振动,变形幅度显著
7	190.160	23.470	局部高频振动

模态分析结果表明,设备平台的前6阶模态频率分布在33.735 Hz至190.160 Hz。其中,第1阶模态和第2阶模态属于低频模态,主要表现为整体纵向刚性振动和局部扭转振动,需重点关注其与电动直升机旋翼或电机运行频率的耦合风险。高阶模态(如第6阶模态)主要为局部高频振动,最大变形量为41.473 mm,集中于边缘支撑和连接区域,设计中可适当优化局部刚度以减小动态响应。综合来看,设备

平台整体动态性能满足设计要求,局部区域的刚性优化可进一步提升其抗疲劳性能。

### 1.3 谱响应分析

电动直升机在飞行过程中,振动现象由多种因素共同作用,旋翼产生的激励占主导地位,包括桨叶旋转产生的气动力、桨叶在制造安装过程中可能出现不平衡、旋翼受空气动力作用产生的不平衡等。例如:主旋翼桨叶前行和后行过程中,由于桨叶处于不同方位角,旋翼升力会产生较大差异。桨叶每旋转一圈,就会受到一次明显的空气动力脉冲,频率大概在4次/秒。

本文谱响应分析方法为模态叠加法,基于无阻尼实特征值的模态分析结果,并通过模态阻尼引入阻尼效应,利用刚度矩阵和质量矩阵对方程解耦。由模态分析结果可得,设备平台的固有频率是33.375~229.73 Hz,在谱响应分析时,激励频率范围应涵盖固有频率范围,所以,谱响应分析的激励频率设置为20~230 Hz。谱响应分析得到的频响曲线如图4所示。

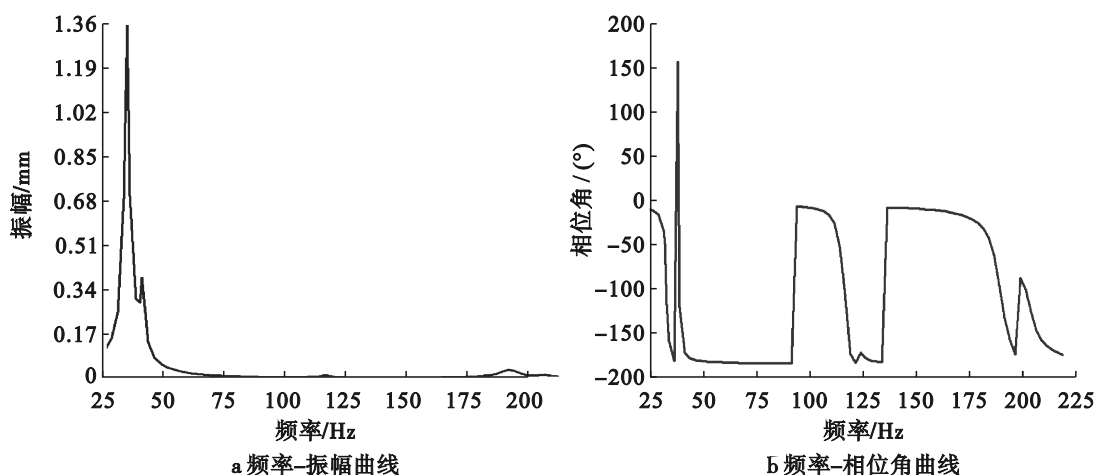


图4 频响曲线

从图4可以看出,在固有频率为33.735 Hz附近,振幅达到峰值1.36 mm,变形量处于安全可控范围,结构中的应力水平远低于7075铝合金的屈服强度,验证了设计结构的安全性和稳定性。主应力分布均匀,未出现显著应力集中现象,表明平台能够有效抑制共振风险。

### 1.4 随机振动分析

电动直升机在飞行过程中,其周围气流十分不稳定。大气中湍流、风切变等因素使直升机受到随机的气动力作用,而在电机工作过程中,由于电机内部电磁力不均匀、转子不平衡等因素,同样会产生一定程度的振动,这是随

机振动,其幅值、相位、频率都是随机变化的,无法用特定函数进行描述,而且可能传递到机身上并引起机身的共振。本文针对电动直升机所受随机振动的影响,采用PSD谱的方法进行描述,在 ANSYS 环境设置中,依据 GB/T 2423. 56-2023 中的规定,基于以下的 PSD 加速度谱对电动直升机设备平台进行随机振动分析。

随机振动加速度 PSD 谱主要来源于标准规范和实际工况的模拟。

依据 GB/T2423. 56-2023 标准,5~500 Hz 的典型机械振动频段对应的随机振动试验条件如表 2 所示。其中,中频段(70~300 Hz)振动能量达到峰值  $2.0 (m/s^2)^2/Hz$ ,涵盖设备主要响应区域。同时,该谱可能结合了电动直升机的实际运行工况,如旋翼低频激励、电机运转引发的中频振动及高频电磁噪声,确保测试条件贴近真实振动环境。

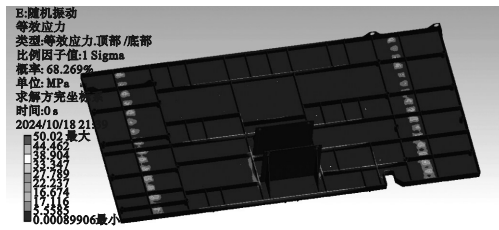
将参数输入 Workbench 进行仿真,随机振

表 2 随机振动试验条件

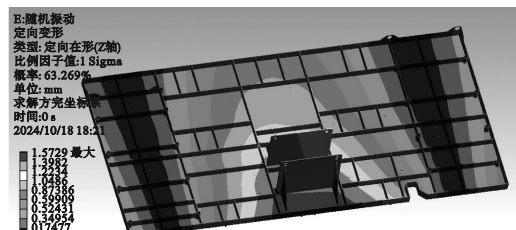
频率/Hz	加速度功率谱密度/ $(m \cdot s^{-2})^2 \cdot Hz^{-1}$
5	0.2
70	2.0
300	2.0
500	0.2

动变形与应力云图如图 5 所示。

随机振动分析结果表明,设备平台的主要动态响应集中于 70~300 Hz 频段,最大变形量为 1.5729 mm,最大应力为 50 MPa,符合材料屈服强度要求。振动能量集中在中频段,可能与电机电磁振动和旋翼气动力激励频率范围重叠有关,需重点关注此频段对平台局部刚性和疲劳寿命的影响。分析发现,应力主要集中于边缘支撑点和电池箱固定区域,这些区域在长期振动作用下可能出现疲劳损坏风险,建议增加局部刚度或引入阻尼材料以降低动态响应幅值。



a 变形云图



b 应力云图

图 5 随机振动变形与应力云图

### 1.5 冲击响应

电动直升机在起飞瞬间,需快速克服重力与阻力及降落过程中姿态控制不当等因素的影响,机身会受到一定程度的冲击载荷。

对设备平台进行瞬态结构响应分析,首先要确定设备平台承受激励的载荷曲线,结合设备平台的实际工况,冲击载荷设置为 4 倍重力加速度,作用时间为 6 ms,沿 Z 轴方向冲击 2 次。在 Workbench 仿真环境中,对设备平台底部固定约束,设置 Z 向激励,冲击载荷加速度-时间曲线如图 6 所示,方法采用模态叠加法,基于已求解的模态数据可以更快得出结果,节省

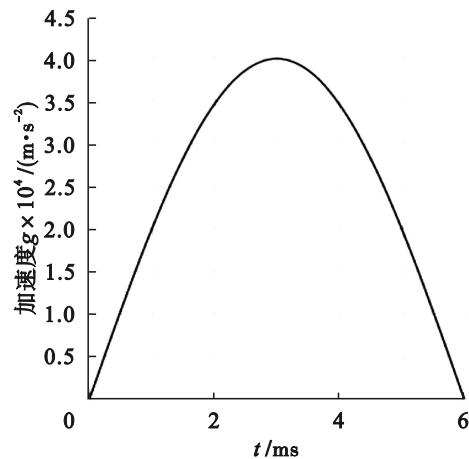


图 6 冲击载荷加速度-时间曲线

计算时间。

图 7 为瞬态响应应力与位移云图,从图 7 可以看出,结构受冲击后最大应力为 11.464 MPa,变形为 0.4 mm,远小于铝合金屈服强度。仿

真结果表明,在随机振动条件下,样品的最大位移与应力分布均处于安全范围内,未出现应力集中或失稳现象。冲击载荷下的瞬态响应进一步验证了结构的可靠性。

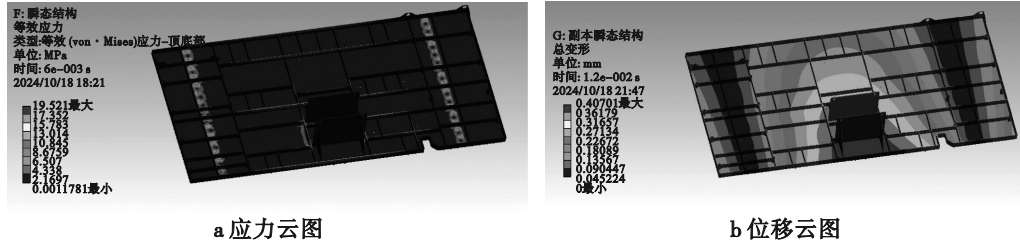


图 7 瞬态响应应力与位移云图

## 2 试验验证

将设备平台按照实际工况在 DC12000-120 振动台上进行加载与固定,搭建如图 8 所示的试验平台。下端通过支架固定在振动台上,用等重的重物模拟动力电池,对设备平台进行随机振动与冲击试验。

确保试验条件的标准化和结果的可比性,本文参考 GB/T 2423.5-2023,将 RMS 值缩放至 1 g。这样做的目的是统一振动强度,排除不同设备、测试样品或试验环境的差异对结果的影响,同时为可靠性分析和性能评价提供规范的振动环境。

经由目视检测,对比设备平台试验前后的结构变化,未观察到显著的形变现象。在特定加速度谱振动环境下,设备平台展现出良好的适应性与可靠性。



图 8 试验平台

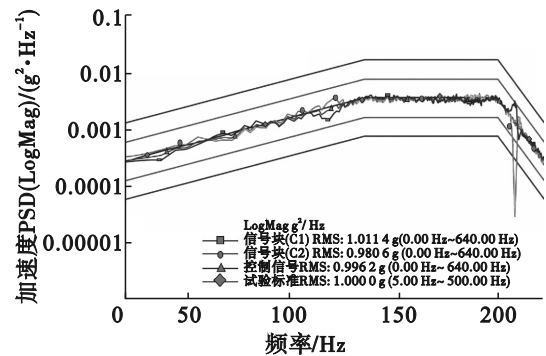


图 9 加速度功率密度曲线

### 2.1 随机振动试验

试验平台搭建完成后,按照图 9 所示的加速度功率谱控制振动台对设备平台进行激励。试验方向为垂向,时间为 5 h。依据 GB/T 2423.56-2023<sup>[20]</sup>中的规定,采用 PSD 加速度谱对电动直升机设备平台进行随机振动分析。在随机振动测试中,用均方根值(root mean square, RMS)表征振动信号的整体强度。为了

### 2.2 冲击试验

冲击试验的目的在于探究设备平台样品在冲击环境下的适应性与可靠性。通过冲击试验,主要评估样品在短时间内承受显著冲击力作用下的性能表现,依据 GB/T 2423.5-2019<sup>[21]</sup>中的相关要求,试验采用了半正弦波形,冲击加速度设定为 4 倍重力加速度,冲击持

续时间定为6 ms。此外,本文规定在+Z和-Z两个方向上各执行一次冲击,共计两次,以考虑样品在不同方向遭受冲击的可能性,从而更全面地评估其抗冲击性能。试验冲击信号加载曲线如图10所示。

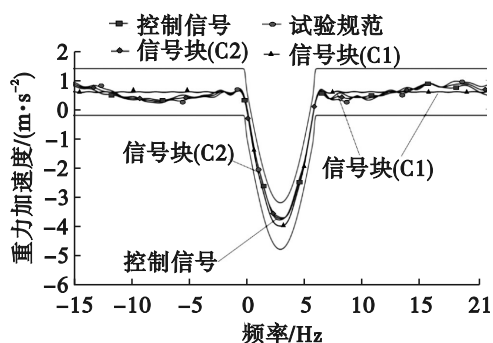


图10 冲击信号加载曲线

试验结束后,对设备平台结构进行检查与测试,设备平台外观如图11所示。

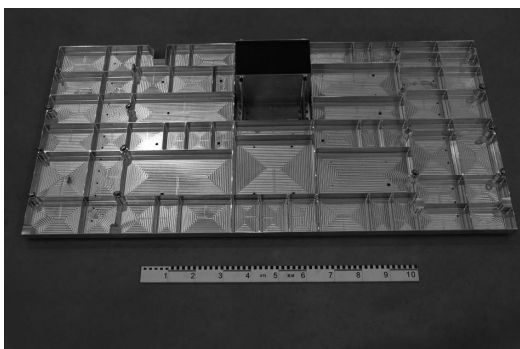


图11 设备平台外观

经由目视检测,设备平台结构细节未出现变形或损伤现象。据此,从试验数据推论,依据仿真分析,设备平台能够满足规定工况下的随机振动试验要求。

### 3 结论

1)模态分析结果表明,平台的前两阶模态频率分别为33.735 Hz和39.751 Hz,需重点关注其与运行工况的低频激励可能产生的耦合风险。谐响应分析揭示了平台在固有频率范围内的动态响应特性,最大振幅为1.368 mm,

主应力为14.425 MPa,显著低于材料屈服强度,验证了平台在稳态振动下的安全性。

2)随机振动分析表明,设备平台的振动响应主要集中在70~300 Hz频段,最大变形量为1.5729 mm,应力分布均匀,但在边缘支撑点和电池箱固定区域出现局部高应力,需通过局部刚性优化和振动隔离设计进一步提高抗疲劳性能。冲击响应分析显示,设备平台在4倍重力加速度峰值冲击条件下最大应力为11.464 MPa,变形量仅为0.4 mm,均显著低于7075铝合金的屈服强度,表明平台具备良好的抗冲击能力。

3)通过对试验结果与仿真分析的系统对比,本文验证了所建立仿真模型在振动与冲击环境下的准确性与适用性。该模型可用于进一步预测复杂工况下的样品动态响应,为结构设计优化提供理论依据。

### 参考文献:

- [1] 范振伟,杨凤田,项松,等.我国电动飞机发展现状及建议[J].航空科学技术,2019,30(11):18-21.
- [2] 宁嘉.基于有限元法的直升机机体动力学建模与优化研究[D].南京:南京航空航天大学,2013.
- [3] 苏云征,樊高宇,黄斌根,等.一种基于有限元的直升机振动载荷仿真分析方法:中国,CN201910276083.X[P].2019-04-08.
- [4] 李德玉,胡玉梅,杨广勇,等.基于精细有限元法的直升机尾传动系统振动特性研究[J].机械研究与应用,2022,35(2):1-5.
- [5] 曹京军,何权荣.电动直升机的性能特点分析[J].航空制造技术,2014(22):164-166.
- [6] 王锋,张钧尧.电动直升机发展与关键技术研究综述[J].现代制造技术与装备,2020(1):144-145.
- [7] 刘涛.基于有限元的电动汽车电池箱随机振动疲劳分析[D].重庆:重庆交通大学,2019.
- [8] 范汪明,姜年朝.某无人直升机设备平台随机振动分析[J].机电工程技术,2020,49(3):48-50.

- [9] 余瑾,李建伟,金坤健,等.直升机小速度前飞状态下的振动机理研究[J].直升机技术,2024(2):5-13,21.
- [10] 梁震涛,徐德好,李玉峰,等.直升机载设备安装架的随机振动分析[J].电子机械工程,2009,25(5):21-24.
- [11] 孙东红,郭光海,凌爱民.直升机振动环境与机载设备振动环境试验若干问题的探讨[J].航空标准化与质量,2004(4):47-49.
- [12] 赵鑫.冲击载荷下铝合金波纹夹芯结构动态响应与损伤特性研究[D].天津:中国民航大学,2023.
- [13] 张佳利.冲击载荷条件下的机械结构可靠性分析方法[D].兰州:兰州理工大学,2023.
- [14] 崔健禄,白鹏飞.冲击载荷下电子设备结构强度响应分析[J].光电技术应用,2022,37(3):74-80.
- [15] 史峰源,李世强,刘志芳.冲击载荷下结构拓扑优化设计与动态响应分析[J].北京理工大学学报,2022,42(6):578-587.
- [16] Wei Y, Chen R, Yuan Y, et al. Influence of engine dynamic characteristics on helicopter handling quality in hover and low-speed forward flight [J]. Aerospace, 2023, 11(1): 11010034.
- [17] Li Y, Li Z, Yu X, et al. Attitude tracking back-stepping control for small unmanned helicopters based on adaptive neural network under unknown environment disturbances [J]. Transactions of the Institute of Measurement and Control, 2023, 45(16): 3211-3223.
- [18] Jang J H, Ahn S H. Design and analysis for multi-layered elastomeric bearing on rotor hub considering large axial load and nonlinear motion [J]. Applied Sciences, 2023, 13(23): 12715.
- [19] Xu Z, Zhang X, Bo W, et al. Aerodynamic and structural characteristics of helicopter rotor in circling flight [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2023, 36(12): 282-296.
- [20] 国家市场监督管理总局,国家标准化管理委员会.环境试验第2部分:试验方法试验Fh:宽带随机振动和导则:GB/T 2423.56-2023/IEC[S].北京:中国标准出版社,2023.
- [21] 国家市场监督管理总局,国家标准化管理委员会.环境试验第2部分:试验方法试验Ea和导则:冲击:GB/T 2423.5-2019[S].北京:中国标准出版社,2019.

(责任编辑:吴萍 英文审校:程蕾)