

直升机高速前飞状态下的振动特性试飞研究

闫 军 朱泓旭

航空工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司 黑龙江 哈尔滨 150060

【摘 要】：针对直升机高速前飞阶段旋翼激励引发尾部振动幅值陡增的工程难题，建立一套试飞实测结合动力学仿真的振动响应分析体系。划分梯度高速平飞试飞工况并布设全机振动测点采集振动数据，依托 CAMRAD II 软件计算桨毂交变载荷，通过有限元模型求解机体振动传递规律，对比仿真与试飞数据验证预测方法精度。从旋翼载荷调控、机身动力学匹配、尾部阻尼结构优化三个维度形成振动抑制技术路径，相关试验流程与减振方案可为同类直升机高速振动设计提供工程参考。

【关键词】：高速前飞；旋翼激励；振动响应；动力学仿真；试飞测试

DOI:10.12417/2811-0528.26.17.044

高速前飞是直升机振动问题集中凸显的典型飞行区间，旋翼非对称气动流场会产生高强度 $N\Omega$ 周期激励载荷，极易造成尾部结构振动超标、部件疲劳损伤等隐患。传统振动控制手段多在试飞阶段被动整改，周期与成本消耗较大，缺乏研制前期的量化预判与减振设计依据。现有动力学仿真手段虽可预估振动水平，但缺少完整高速试飞数据完成模型校准，难以精准复现高速工况下振动演化特征。开展高速前飞振动试飞全流程研究，系统梳理振动问题、搭建标准化试飞测试体系并形成成套减振优化手段，能够完善直升机动力学低振动设计技术体系，支撑新型直升机振动环境前置化管控。

1 直升机高速前飞振动试飞问题梳理

直升机进入高速前飞区间后，旋翼气动环境出现明显非对称分布，前行桨叶气动载荷持续提升，后行桨叶遭遇动态失速干扰，两类工况叠加生成幅值显著放大的 $N\Omega$ 周期激励载荷，载荷经由桨毂结构完成坐标系转换后完整传递至机身全传力路径。高速飞行状态下尾桨气动耦合效应同步加剧，桨毂六维动载荷随飞行速度提升呈现先衰减后陡增的变化特征，尾部框梁、传动摇臂、操纵脚蹬等关键点位振动加速度突破设计阈值。机身有限元动力学模型固有模态与旋翼激励频率发生耦合共振，结构连接位置刚度衰减进一步放大振动传递效率，试飞采集的频域数据可观测多阶谐波振动分量叠加现象^[1]。该类振动问题仅能依靠试飞实测手段完整复现，相关振动演化规律、结构耦合特征的系统性梳理，能够填补高速前飞振动环境量化表征体系的空白，为全流程振动预测方法校准、减振结构参数迭代提供完整实测依据，可为同构型直升机动力学设计形成标准化技术参考。

2 直升机高速前飞振动试飞试验实施

2.1 高速前飞试飞工况规划

高速前飞试飞工况以机型极限飞行速度区间作为划分基

准，覆盖 80km/h 至 250km/h 连续梯度飞行状态，各速度节点稳定维持平飞姿态消除爬升、俯冲带来的附加气动干扰，每一档速度保持足够时长保证旋翼气动流场趋于稳定。工况划分匹配尾桨毂振动载荷变化区间，重点锁定 200km/h 以上振动幅值陡增的临界速度区段开展长时间稳态试飞，同步统一旋翼总距、周期变距操纵参数消除操纵变量带来的数据偏差。标准化工况划分模式可建立高速前飞振动载荷与飞行速度的量化对应数据库，完善旋翼气动激励环境的试验标定体系，为动力学仿真模型载荷输入参数校准提供成套试验边界条件，支撑同类旋翼飞行器试飞工况标准化体系搭建。

2.2 机身振动测点布设方案

振动测点布设依托机身主传力路线完成系统性点位布局，选取主桨毂安装基座、尾桨安装支座、驾驶舱脚蹬、尾梁中段、主减速器支撑结构等关键传力节点布置三轴加速度传感器，传感器基底选用高强度粘接胶完全贴合机身结构蒙皮，消除装配间隙带来的振动信号损耗与相位偏移^[2]。测点布局同步覆盖旋翼主振源、尾部次级振源以及乘员人体敏感区域，完整贯通 $N\Omega$ 振动载荷由桨毂向机身末端延伸的全部传递路径，传感器配套线缆沿机身承力梁件分段卡扣固定，隔绝高速飞行气流冲击诱发的额外杂波干扰。多维度分层布设方案能够精准捕捉载荷传递全程的幅值衰减与局部共振放大特征，搭建覆盖全机的振动传递特性实测数据库，为机体动力学传递函数矩阵迭代修正提供充足实测样本，完善直升机动力学仿真建模配套测点布置标准化技术体系。见图 1。

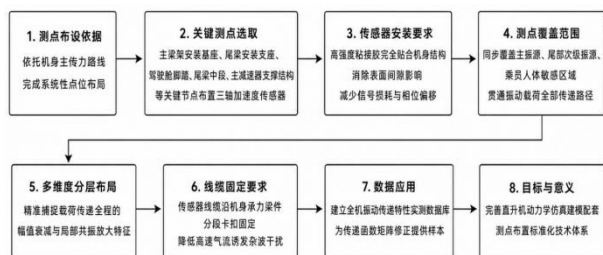


图1 直升机高速前飞振动测点标准化布设流程

2.3 试飞振动数据采集处理

振动数据采集设备同步匹配旋翼转速采集通道,实现振动时域信号与旋翼方位角信号同步记录,采集采样频率设置高于旋翼 $N\Omega$ 激励频率十倍以上,完整保留高阶谐波振动分量。试飞原始数据依托快速傅里叶变换完成频域转换,分离 $N\Omega$ 主激励谐波与高阶耦合振动分量,剔除气流冲击、操纵扰动产生的随机噪声信号,提取各速度工况下测点稳态振动加速度有效值。标准化数据解析流程实现试飞数据自动化提纯与特征提取,缩减试验数据人工处理误差,形成统一的高速前飞振动数据解析规范,为旋翼振动响应预测模型精度校验提供标准化数据支撑,给同类型动力学试验数据处理工作提供可复用技术流程。

3 直升机高速前飞振动试飞优化措施

3.1 旋翼激励载荷调节优化

依托CAMRAD II软件搭载弹性梁与自由尾迹气动模型完成桨叶气动载荷迭代计算,调整桨叶扭转分布、弦长配置参数削弱高速前飞状态下 $N\Omega$ 与 $(N\pm 1)\Omega$ 阶次交变载荷幅值,修正尾梁桨叶安装角抑制固定坐标系下桨毂六维动载荷陡增现象。对桨叶根部挥舞、摆振刚度参数开展多轮匹配计算,削减前行桨叶气动过载带来的周期性激振输入,弱化高速区间气动非对称效应引发的载荷波动。整套载荷调控手段可降低机身振动响应输入量级,完善旋翼气动载荷精细化调控技术路径,为新机旋翼初始构型设计提供量化参数参考,补齐高速前飞振源抑制的数字化设计手段。

参考文献:

- [1] 余智豪,李春华,黄水林,等.大速度条件下的旋翼气弹动载荷特性分析[J].空气动力学学报,2024,42(10):30-39.
- [2] 耿丽松,王泽峰,杨茜茜,等.一种直升机驾驶舱振动水平减振实践[J].中国测试,2023,49(6):16-21.
- [3] 范平.基于FPGA+DSP架构的直升机振动监视系统设计开发[J].工程与试验,2024,64(2):92-95.

3.2 机身动力学传递特性改善

基于全机精细化有限元动力学模型开展机身固有模态匹配调整,针对性修改机身框梁、主减支撑结构板厚与截面轮廓尺寸,同步微调机载设备集中质量分布,使整机固有频率避开旋翼主激励频率区间,从根源消除高速前飞工况下结构共振放大效应。优化机身各类关键对接部位约束形式,重新设定等效加权约束单元对应的刚度参数,以此削弱桨毂振动载荷向驾驶舱、尾梁等高频敏感点位的传递效率^[3]。依托传递函数矩阵量化测算每一轮结构改动对应的振动衰减幅度,形成规范化机体动力学特性匹配设计流程,为直升机减振构型迭代优化提供定量分析手段,完善机身振动传递抑制相关动力学设计体系。

3.3 尾部结构减振结构改进

针对尾梁安装支座、尾梁中段等实测得出的振动高幅值区域增设阻尼减振构件,精准调整减振结构刚度与阻尼系数适配高速前飞工况下尾部振动主频,持续耗散尾梁持续传导的周期性交变振动能量。重新优化尾梁与平尾对接区域传力构型,提升局部整体刚度以削弱振动沿尾梁纵向传递效率,调整尾部集中质量单元安放位置改变局部固有模态分布,规避200km/h以上飞行速度区间振动幅值激增现象。尾部减振结构搭标准化动力学仿真校核流程压缩减振方案迭代周期,搭建直升机尾部低振动结构统一设计标准,为同构型直升机尾部减振方案开发提供完整可复用技术参照。

4 结语

高速前飞状态下旋翼气动耦合带来的振动超标问题可通过试飞测试与动力学仿真协同手段实现量化管控。梯度速度试飞工况、全机测点布局与标准化数据处理流程能够完整捕捉不同飞行速度下机体振动变化规律,仿真模型计算所得桨毂动载荷与实测振动幅值误差满足工程使用标准。旋翼载荷调节、机身模态优化、尾部阻尼改进三类技术措施可有效抑制高速区间振动放大现象,整套试验与优化方案能够为直升机动力学减振设计提供完整实操依据,推动型号研制阶段振动风险前置管控技术落地应用。