

基于三区间法的无人机发动机支架随机振动疲劳分析

王宣博,王子龙,王君凤,胡勇,韩世东

(航天时代飞鸿技术有限公司,北京 100094)

摘要:发动机支架是发动机和无人机连接的重要结构。发动机产生的随机振动是发动机支架工作过程中结构失效的主要原因,这种随机振动往往伴随发动机的振动疲劳损伤,进而造成无人机整体结构失效,使无人机的飞行安全面临重大隐患。基于三区间法对发动机支架进行随机振动分析,结合仿真结果对支架结构进行优化改进,对改进后的支架结构进行飞行试验,验证设计方法的可靠性。优化后的支架在试验过程中能有效分散随机振动造成的应力集中,且结构无疲劳损伤。该设计方法可以推广应用到各类使用活塞式发动机的无人机产品中,对减少由于随机振动造成的疲劳损伤具有较强工程意义。

关键词:发动机支架;航空发动机;固有频率;随机振动

中图分类号:V279 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2021)06-0216-04

Random Vibration Fatigue Analysis of UAV Engine Support Based on Steinberg Method

WANG Xuanbo, WANG Zilong, WANG Junfeng, HU Yong, HAN Shidong

(Astronautics Times Feihong Technology Limited Company, Beijing 10094, China)

Abstract: The engine bracket is an important structure connecting UAV engine. Being the main reason for the structural failure of the engine bracket during the working process, the random vibration generated by the engine, is often accompanied by the vibration fatigue damage of the engine, which causes the failure of overall structure of the UAV and major hidden danger of drone flight safety. So, the random vibration analysis of engine bracket is carried out based on Steinberg method, and its support structure is optimized and improved according to the simulation results. The flight test of the improved bracket structure is conducted to verify the reliability of the design method. The optimized bracket is effective in dispersing the stress concentration caused by random vibration without structure fatigue damage. The improved design method is applicable to all types of UAV products of piston engine, which has strong engineering significance to reducing the fatigue damage caused by random vibration.

Keywords: engine bracket; aircraft engine; natural frequency; random vibration

0 引言

活塞式航空发动机在中小型无人机应用广泛,该类型发动机一般通过调节风门和螺旋桨转速来改变发动机推力和无人机飞行速度,风门和螺旋桨转速变化,发动机振动频率也随之变化。活塞式航空发动机工作时产生的振动是无人机的主要振动来源之一,发动机产生的振动通过发动机支架传递到无人机机体,引起机体振动及噪声,导致部分结构及机载设备损坏,影响飞行安全^[1]。振动疲劳是该类型无人机结构的典型疲劳问题,分析振动疲劳工况对增强飞机可靠性和寿命具有重要意义。

目前国内外学者针对结构的随机振动疲劳进行了一定的研究,DENTSORAS A J等^[2]采用Paris公式模拟裂纹的扩展速率,研究阻尼损耗因子对裂纹梁振动疲劳寿命的影响。ELDOĞAN Y等^[3]建立含裂纹悬臂梁有限元模型,通过时域法和频域法研究阻尼比对裂纹梁振动疲劳寿命的影响;WANG R Q等^[4]针对GH720涡轮轮盘进行了考虑随机扰动的疲劳寿命可靠性分析,并对易损结构做出优

化;孟凡涛等^[5]基于频域法对飞机机翼随机振动产生下的疲劳强度特性进行了模拟分析;周敏亮等^[6]采用随机振动方法和振动试验开展了翼尖舱的结构设计。

本文主要针对无人机的发动机支架结构进行研究,基于三区间法进行随机振动分析并结合仿真结果对支架结构进行优化,并对对比优化前后的损伤情况,证明分析优化方法的可行性。

1 建立分析模型

1.1 动力学建模

发动机支架为点对称结构,由发动机转接板、支柱、减震橡胶等组成,如图1所示。因其点对称的支撑结构,建模时将模型切割为1/4大小,去掉半径<6 mm的圆角和倒角,简化减震橡胶处结构。采用Hypermesh作前处理,发动机用masses模拟,选取发动机质心位置进行加载,用MPC连接至发动机转接板孔位处,螺栓应力截面积取6 mm²。模型如图2所示。

第一作者简介:王宣博(1987—),男,山东日照人,高级工程师,硕士,研究方向为飞行器结构。

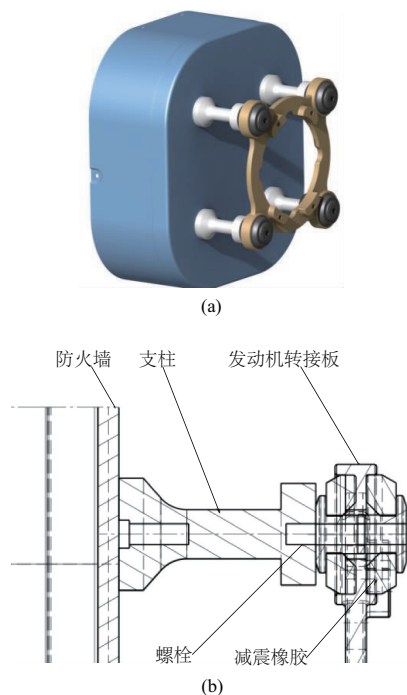


图1 结构组成

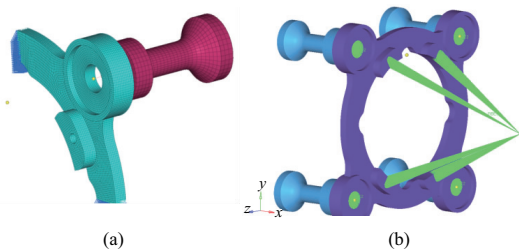


图2 简化模型

考虑到发动机转接板厚度的不均匀性,转接板采用 solid 单元,支柱采用 solid 单元,材料为铝合金,螺栓采用 bar 单元,材料为钢。各零件材料见表 1,铝合金和钢的材料属性见表 2。

表 1 零件材料

零件名	材料
发动机转接板	碳素钢
支柱	硬铝合金
螺栓	合金钢

表 2 材料属性

材料	单元属性	弹性模量/MPa	密度/(kg/m ³)	泊松比
铝合金	psolid	70×10 ³	2.70×10 ³	0.33
钢	psolid	210×10 ³	7.86×10 ³	0.33

1.2 边界条件

本文边界条件由试验测试决定,将加速度传感器置于发动机支架上方,并通过试车台对无人机平台进行固定。启动发动机并测量运行期间的无人机加速度,得到随时间变化的加速度 $\ddot{x}_k(t) (k=1,2,\cdots,n)$ 。随机振动的自相关

函数 $\ddot{x}(t)$ 为所有样本数据的集合。对样本数据进行处理,可得到随机振动的自相关函数如式(1)所示。

$$R_x(t_1, t_1+\tau) = E[\ddot{x}(t_1) \ddot{x}(t_1+\tau)] = \lim_{n \rightarrow \infty} \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \ddot{x}_k(t_1) \ddot{x}_k(t_1+\tau) \quad (1)$$

自相关函数代表随机振动过程加速度在时域内幅值的变化情况,其幅值呈正太分布,根据帕斯瓦定理,信号的平均功率在时域和频域守恒。对自相关函数作傅里叶变换,得到自功率谱密度函数如下:

$$S_x(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R_x(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (2)$$

采用随机振动信号的加速度总均方根值评估随机振动工况的严酷度。运用功率谱密度计算方法求得加速度的总均方根值如下:

$$g_{rms} = \left(\int_{f_j}^{f_i} P_{SD}(f) df \right)^{1/2} \quad (3)$$

式中 f_i, f_j 分别为随机振动频率的上、下限。

振动测试频率为 12.5 Hz,振动激励范围是 15 Hz ~ 500 Hz,振动分析选取 1 阶衰减对数频率范围 $f_3 = 4 \times f_0$,得出数据绘制图 3。

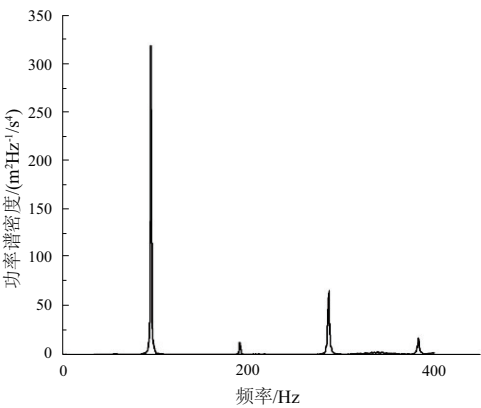


图3 随机振动曲线

2 仿真计算

2.1 固有频率分析

发动机支架疲劳是使用过程中长期处于振动环境产生的,疲劳分析是基于动力学仿真计算的基础。根据动力学仿真结果,结合材料的疲劳特性对疲劳寿命做出评估。因此,先进行固有频率计算,得到前 6 阶固有频率如表 3、图 4 所示。

表 3 固有频率统计

模态阶次	固有频率/Hz	振型
1	98.69	局部扭转
2	114.35	y 轴扭转
3	201.84	x 轴拉伸
4	1 148.51	y 轴拉伸
5	1 170.71	z 轴拉伸
6	1 305.33	x 轴扭转

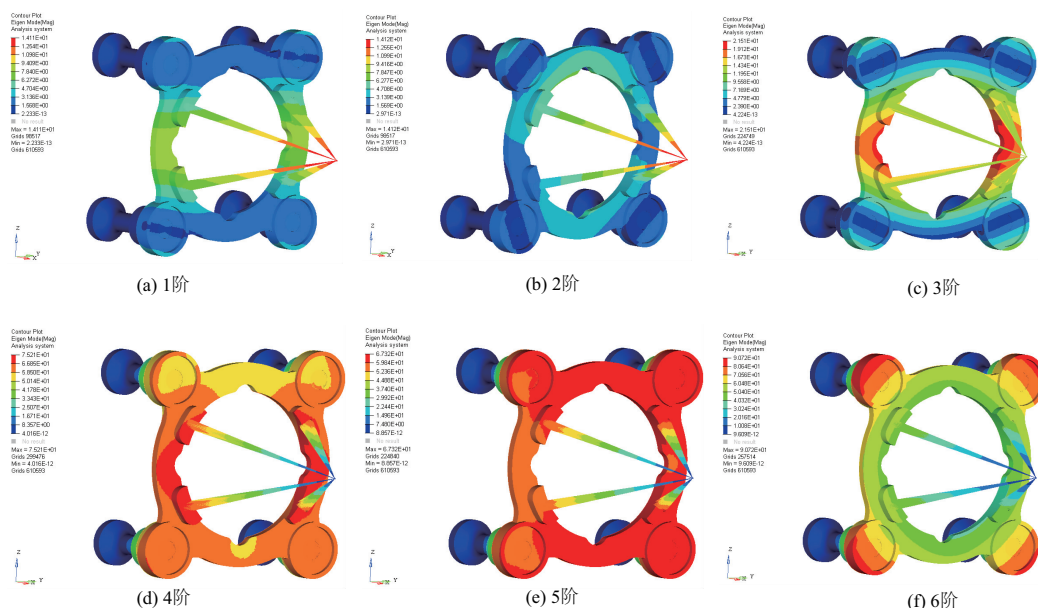


图4 固有频率分析

2.2 随机振动分析

建立工况,将振动频率曲线输入TABLED1,定义DTI,阻尼比0.02,结构激励方向沿全局坐标 y 向和 z 向。设置频率范围为0~600 Hz,特征值分析使用耦合质量矩阵法,得到发动机支架的位移和应力云图如图5所示。

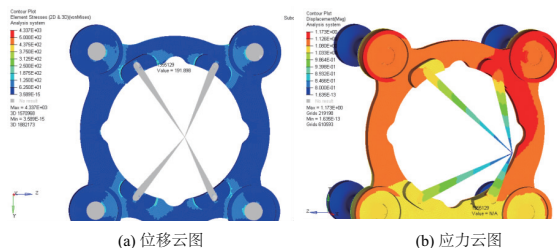


图5 随机振动下的发动机面板位移和应力云图

由图5可知,发动机在安装凸台过渡区的应力较为集中,大小为191.90 MPa。由图6可见,试验飞行过程中安装凸台过渡区的位置也出现了裂纹和断裂现象,证明仿真结果准确可信。



图6 发动机面板裂纹

图6圈内区域截面形状过于突变,容易产生应力集中,在安全方面具有隐患,对该区域进行优化,使区域内的集中应力分散并过渡至发动机支架面板内。对截面进行

过渡处理,将该凸台位置与面板的连接处设计为带拔模角度的凸台,拔模角度为 40° ,并加厚了发动机支架面板厚度,如图7所示。

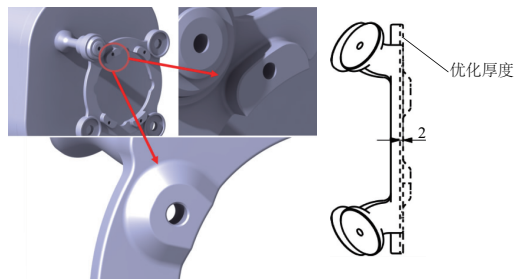


图7 优化凸台应力集中区域

重新对优化后的发动机面板进行随机振动分析,工况和边界条件同上,得到应力和位移云图如图8所示。由图8可见,优化后在发动机安装凸台处的应力减小为12.83 MPa。证明增加拔模角度对应力集中具有很大的改善。

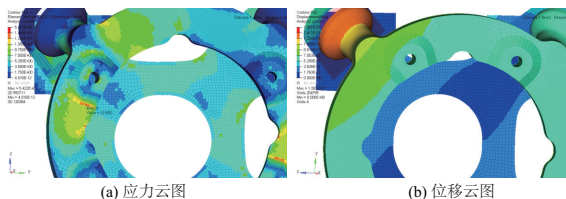


图8 优化后应力与位移云图

2.3 疲劳分析

根据Steinberg的三区间理论,结构在随机振动下的响应呈高斯分布,通过模式扩展和合并计算(表4),结合Mine线性累积损伤定律进行疲劳计算。

表4 高斯分布三区间法

应力区间	发生概率/%	循环次数/次
$-1\sigma \sim +1\sigma$	68.3	$0.683v_0^+ \cdot T$
$-2\sigma \sim -1\sigma, +1\sigma \sim +2\sigma$	27.1	$0.271v_0^+ \cdot T$
$-3\sigma \sim -2\sigma, +2\sigma \sim +3\sigma$	4.3	$0.043v_0^+ \cdot T$

$$D = \sum \frac{n_i}{N_{(\sigma_i)}} \quad (4)$$

$$n_{1\sigma} = 0.683v_0^+ \times T \quad (5)$$

$$n_{2\sigma} = 0.271v_0^+ \times T \quad (6)$$

$$n_{3\sigma} = 0.043v_0^+ \times T \quad (7)$$

式中: D 为节点累积损伤值; σ_i 为节点应力幅值; n_i 为循环次数; $N_{(\sigma_i)}$ 为根据材料的疲劳曲线获得的 σ_i 应力值下的许用循环次数; v_0^+ 为平均频率; T 为振动载荷施加时间。

根据随机振动仿真结果可知,优化后的发动机支架最大等效应力 1σ 为12.83 MPa, 2σ 为25.66 MPa, 3σ 为38.49 MPa。

由材料的 ε - N 曲线拟合公式可得

$$\lg N = 18.8294 - 6.6622 \lg \sigma \quad (8)$$

当 $D=1$ 时,可得到寿命 T :

$$T = \frac{1}{v_0^+ \left(\frac{0.683}{N_{1\sigma}} + \frac{0.271}{N_{2\sigma}} + \frac{0.043}{N_{3\sigma}} \right)} \quad (9)$$

得出 $T = 44\ 831\ 167 \approx 4.48 \times 10^7$,满足GJB150.16A^[7]振动环境要求。

3 试验结果

将优化后的产品进行生产制造,对安装的后续机型进行了一系列的系统试验,未出现支架面板的裂纹问题,满足飞行器包线中各任务段的使用要求。优化后产品示意图如图9所示。



图9 优化后产品示意图

4 结语

本文针对某型无人机发动机支架建立动力学模型,并基于试验数据得到了随机振动的自相关函数,确定了振动疲劳边界条件,对结构进行模态仿真和振动疲劳分析,得出飞行过程中发动机支架安装凸台容易产生应力集中且发生振动疲劳损伤的结论。

针对此问题,提出了修改凸台连接处拔模角度的优化方案,使用三区间理论对优化后的凸台结构进行疲劳计算,优化后的疲劳寿命可达 4.48×10^7 ,满足实际工程要求,证明了分析方法和优化方法的可靠性。

本文提出的方法可以不局限于文中论述的结构产品,还可应用于其他以活塞类航空发动机为动力的无人机所受振动影响的结构零部件的设计和校核工作。

参考文献:

- [1] RANCOURT D, WHITEFORD G, LEMIRE J. A systematic approach to evaluate the effectiveness of engine mount systems[C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Norfolk, Virginia, Reston, Virginia;AIAA,2003.
- [2] DENTSORAS A J, DIMAROGONAS A D. Fatigue crack propagation in resonating structures[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1989,34(3):721-728.
- [3] ELDOĞAN Y, CIGEROGLU E. Vibration fatigue analysis of a cantilever beam using different fatigue theories[C]//Topics in Modal Analysis, Volume 7,2014.
- [4] WANG R Q, LIU X, HU D Y, et al. Zone-based reliability analysis on fatigue life of GH720Li turbine disk concerning uncertainty quantification[J]. Aerospace Science and Technology, 2017,70:300-309.
- [5] 孟凡涛,胡愉愉. 基于频域法的随机振动载荷下飞机结构疲劳分析[J]. 南京航空航天大学学报,2012,44(1):32-36.
- [6] 周敏亮,王虎寅,曹奇凯. 翼尖悬挂物结构动强度设计与分析[J]. 飞机设计,2020,40(3):26-29,39.
- [7] 军用装备实验室环境试验方法. 第16部分:振动试验:GJB 150.16A—2009[S].

收稿日期:2020-11-11