

某触发引信安装位置优化设计

Optimization Design of the Impact Fuse Mounting Position

中国空空导弹研究院 张国庆 赵腾伦 王 燕 王松杰

[摘要] 触发引信在导弹上的安装位置必须满足刚性连接、振动放大和可靠传递过载等要求。利用 Abaqus 软件对某装配体进行模态分析和随机振动分析,获取其固有频率和在给定振动量级下的振动量级图谱。仿真结果表明触发引信安装位置正好处于装配体振动放大最严重的区域。进一步的振动试验结果显示触发引信安装位置的确存在振动放大,证实了仿真分析结果。最后,根据仿真结果和试验数据,对触发引信的安装位置进行了重新设计,使其更合理。

关键词: 触发引信 模态分析 随机振动 振动量级 结构优化设计

[ABSTRACT] In the missile impact fuse's mounting position must meet the rigid connection, small vibration amplification and reliable transmission of overload and other requirements. Using Abaqus software to calculate modal analysis and random vibration analysis of one assembly structure, obtains its natural frequency and the vibration magnitude spectrum in a given vibration magnitude. The simulation results show that the mounting position of impact fuse just laid in the most serious vibration amplification regions of the assembly. The vibration test results show impact fuse mounting position exactly exists vibration amplification, confirmed the results of simulation analysis. Finally, according to the simulation results and the experimental data, the impact fuse mounting position was redesigned, to make it more reasonable.

Keywords: Impact Fuse Modal analysis Random vibration Vibration magnitude Structural optimization design

导弹引信通常由 3 部分组成,包括近炸引信、触发引信和时间引信^[1]。触发引信在导弹与目标直接碰撞时,通过感知碰撞过载,并在满足预定过载量的条件下启动执行级引爆战斗部,摧毁目标。随着导弹导引精度的提高和直接力控制等新技术的应用,导弹直接碰撞目标的概率在增大^[2],触发引信的重要性也随之体现。

触发引信有一个关键的指标——灵敏度。灵敏度

要求触发过载小于某个值(比如 100g)时,不启动(安全性要求);大于等于某个值(比如 200g)时,必须启动(可靠性要求)。触发引信必须避免触发开关因弹体振动可能引起早炸的故障。因此,触发引信的安装位置非常关键,必须选择在刚性较大、固定牢靠和振动响应小的位置。

一般来说,触发引信安装在导弹头部、舵机或者引信舱内的合适位置^[1]。比如某型号导弹的触发引信就安装在导弹尾部舵机主轴上,这个位置刚性很大且固定牢靠,所以振动放大很小。

1 触发引信安装位置

某装配体中安装 2 个触发引信 A 和 B,如图 1 所示,分别通过固定夹安装在电路盒 1 中。

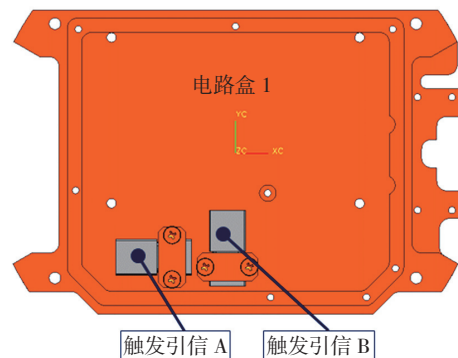


图1 触发引信安装位置

Fig.1 Impact fuse mounting position

在电路盒 1 下方固定一个模块,上面依次是电路盒 2、3 和 4,这 5 个部分通过紧固件组装成装配体。装配体通过周向两排 8 个螺钉固定。

导弹在各种飞行状态下因受到各种随时间变化动载荷激励,如气动力、发动机推力、弹翼阻力、摩擦力等,弹体会剧烈振动。

弹体上的振动载荷传递到导弹内部就会引起结构振动响应,进而引起触发引信安装位置振动加剧。当振动量级到达一定程度时就可能引起触发引信误触发,造成严重的后果。

因此,设计初期就应该分析触发引信安装位置处的振动响应情况,保证触发引信安装位置安全可靠。

2 模态分析

模态分析是各种动力学分析类型中最基础的内容。结构模态分析能够获得其振动特性,振动特性决定了结构对于其他各种动力载荷的响应情况^[3]。模态分析的意义包括:

- (1) 提取固有频率,避免共振;
- (2) 预先判定结构在各种动力载荷下的振动响应特性;
- (3) 评定和指导振动夹具设计;
- (4) 优化产品器件布置,避免将那些易受振动影响的器件布置在振动响应较大的位置,从而提高产品的综合性能。

2.1 装配体计算模型

2个触发引信安装在装配体内,所以将整个装配体作为分析对象。为了利于模型网格划分和减少计算量,装配体的计算模型去除了若干细节特征和一些装配用的紧固件,如小孔、倒角、开槽以及螺钉、螺母等。计算模型是几何模型的高度近似,包含几何模型所有重要的物理参数,仿真结果也直接反应几何模型真实的情况。最终得到计算模型有限元网格如图2所示。

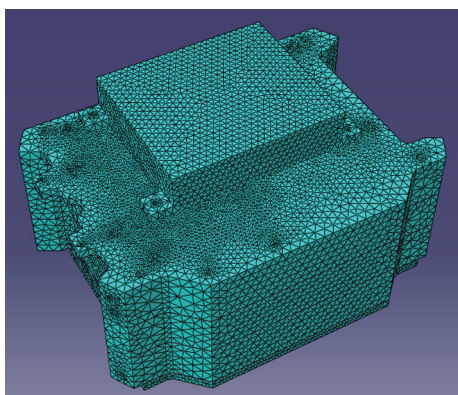


图2 装配体计算模型有限元网格

Fig.2 Finite element mesh of the assembly calculation model

2.2 模态分析结果

计算结果得出装配体前三阶固有频率见表1所示。前两阶振型图见图3和4所示。

从前两阶固有频率的振型图清楚的看出,电路盒1

表1 装配体前三阶固有频率 Hz

一阶固有频率	二阶固有频率	三阶固有频率
1613.6	1744.6	2044.4

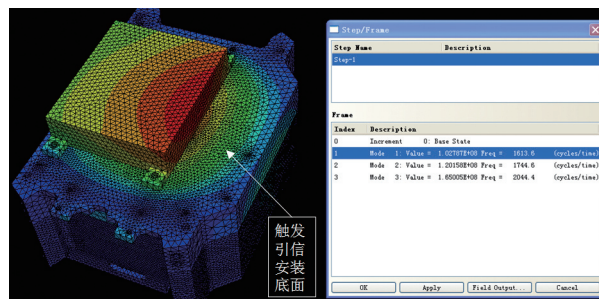


图3 一阶固有频率的振型图

Fig.3 First natural frequency of the vibration mode figure

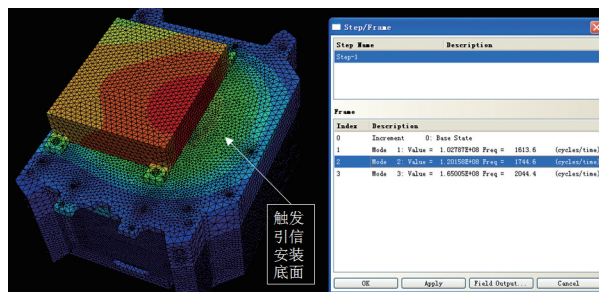


图4 二阶固有频率的振型

Fig.4 Second natural frequency of the vibration mode figure

中心区域(绿色区域内)对振动敏感,容易发生振动放大。2个触发引信又正好布置在该区域内,振动放大很难避免。为了获取触发引信安装位置的振动量级,需要进一步进行振动分析。

3 随机振动分析

在实际结构工程问题中,结构本身参数和作用载荷的不确定性是客观存在的。结构承受外载荷的幅值、作用点和方向等往往是不确定的。这些不确定性表现在:随机性、模糊性和未确知性^[4]。结构分析中不能简单地把所有参数和载荷作为确定性来处理,必须考虑参数和载荷的不确定性对结构的动力特性和动力响应的影响,使其真正反应实际情况^[5]。

对于导弹类承受动载荷的结构,确保其动力学性能良好至关重要。结构的动力学性能可通过结构随机振动分析来获得^[6]。随机振动应力/应变等振动响应不能用确定性的时间或空间坐标函数描述,而只能用概率或统计的方法描述。根据随机过程理论,可以在频域内用功率谱密度(PSD)函数来描述结构的随机振动响应。PSD是稳态随机过程的频域描述^[7]。

3.1 随机振动载荷

利用Abaqus软件的Random Response分析模块,对装配体ZC向进行随机振动分析。随机振动分析步之前完成第2部分的模态分析步。振动激励点是装配体周向8个螺钉孔,振动谱线定义为功率谱密度(PSD)振

动谱,如图 5 所示。

其中: 振动谱线 X 向 $f_1=f_0, f_2=3.5f_0$; Y 向 $W_1=W_0 g^2/Hz, W_2=2.4 W_0 g^2/Hz$; f_0 和 W_0 为某一常数; 振动量级约 4.55g。

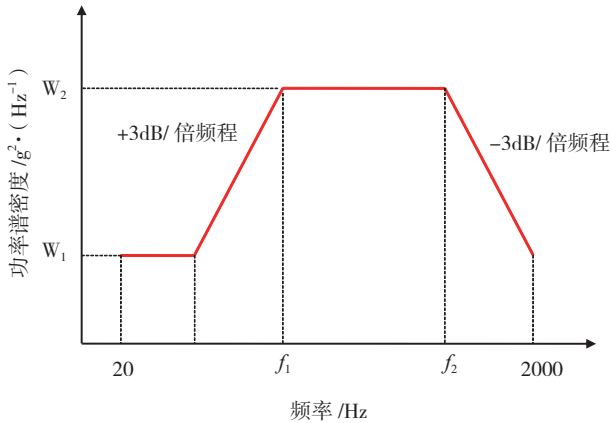


图5 振动谱型——功率谱密度

Fig.5 Vibration spectrum — power spectral density

3.2 仿真结果

通过计算,输出装配体 ZC 向均方根加速度值 (RTA) 图谱,如图 6 所示。

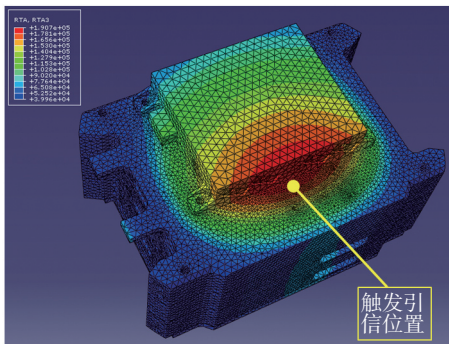


图6 装配体ZC向RTA图谱

Fig6 RTA mapping of assembly ZC

从图 6 中可以清楚的看出,触发引信安装位置处于红色区域内,振动明显放大。输出任意一个固定孔处的功率谱密度谱线(TA),与输入谱线(如图 5 所示)一致,证明装配体的振动量级输入正确,仿真结果可信。

输出图 6 中触发引信安装位置处振动量级最大节点(N:11100)的 RTA 随频率的变化曲线,如图 7 所示。该点在 2000Hz 时, RTA 数值最大为 187663mm/s²,约合 19.1g。振动放大倍数 $N=19.1g/4.55g=4.197$ 。

用同样的方法和步骤,对装配体 ZC 向施加其他类型的振动谱,振动放大区域与上述仿真结果相同。

装配体的随机振动分析表明: 装配体的应力/应变比较小,主要集中在装配体周向 8 个螺钉孔周围,最大

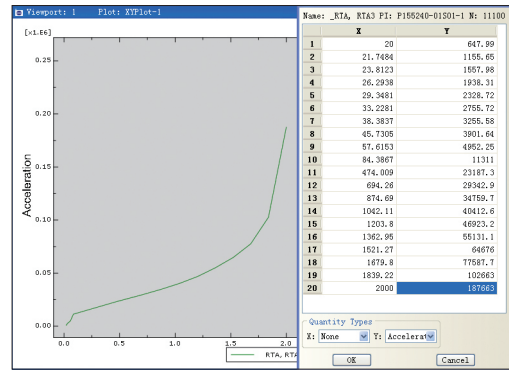


图7 振动最大点处的RTA曲线

Fig.7 RTA curve of the maximum vibration point

应力不超过 40MPa,满足材料的强度要求。但是,触发引信安装位置明显处于结构振动剧烈的区域,容易发生误触发隐患,必须进行试验验证并采取有效的改善措施。

4 振动试验验证

利用振动试验设备,对装配体 ZC 向施加指定的振动激励,实测装配体指定振动量级下的振动响应情况,获取触发引信安装位置处的振动量级,计算出量级的放大倍数。

4.1 试验方法和步骤

先将装配体安装在专用夹具上,再将夹具与振动试验台可靠连接,如图 8 所示。根据振动仿真结果(见图 6),越靠近周向 8 个固定孔位置振动放大越小。因此,准备 4 个振动传感器分别放置在如图 9 所示的 4 个监测点,分别为 P1、P2、P3 和 P4。P1 和 P4 点测试触发引信待选位置的振动响应, P2 和 P3 点测试触发引信当前安装位置点的振动响应。

对装配体施加 ZC 向振动激励,通过振动传感器,观测 4 个监测点处的功率谱密度谱线和振动量级。

4.2 试验数据和结果

在振动设备上分别输入: ZC 向振动谱 1, $W_1=$

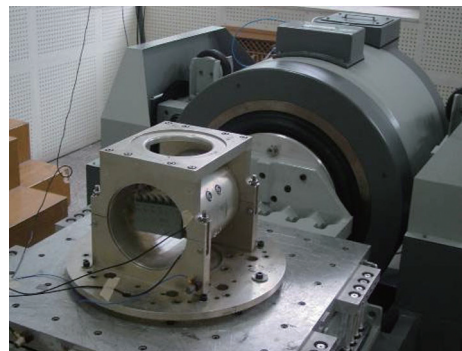


图8 装配体装夹在振动试验台

Fig.8 Assembly fixture in the vibration test bench

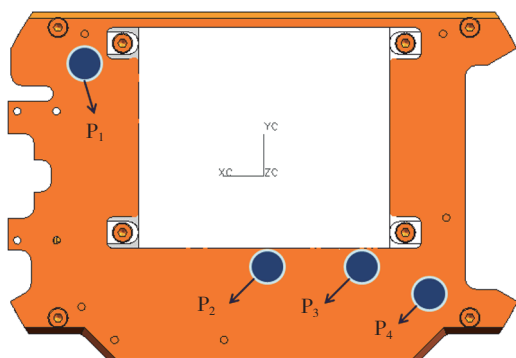


图9 监测点布置示意图

Fig.9 Schematic diagram of the monitoring points

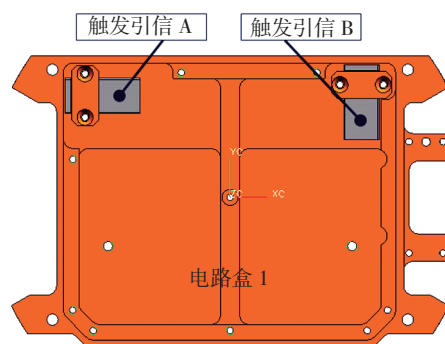


图10 触发引信新的安装位置

Fig.10 The new impact fuse mounting position

$W_{01}g^2/Hz$ 、 $W_2=2.4 W_{01}g^2/Hz$ ；ZC 向振动谱 2， $W_1=W_{02}g^2/Hz$ 、 $W_2=5W_{02}g^2/Hz$ 。其中， W_{01} 和 W_{02} 均为某一常数。振动谱线为功率谱密度(PSD)，见图 5。

如表 2 和表 3 所示，试验分别获得装配体在振动谱 1 和 2 两种条件下，P1、P2、P3 和 P4 监测点处的功率谱谱线和振动量级。根据输入振动量级数计算出 4 个测试点处振动量级的放大倍数。

表2 ZC向振动谱1试验结果

测试点	振动量级 1 (4.55g)	
	实测量级 /g	放大倍数
P1	6.3	1.385
P2	17.5	3.846
P3	13.5	2.967
P4	10.4	2.286

表3 ZC向振动谱2试验结果

测试点	振动量级 2 (9.2g)	
	实测量级 /g	放大倍数
P1	15.3	1.663
P3	26.4	2.869

振动试验结果显示施加第 3 章仿真所用的振动谱时触发引信位置 P2 点放大倍数最高 3.846 (实际还要偏大一些)。这与仿真结果(4.197)基本吻合。

5 结构优化设计

振动试验结果得出 P1 和 P4 点振动放大较小，越往装配体中部，其振动放大就越明显。这与振动仿真分析图谱(图 7)是一致的。因此，考虑将 2 个触发引信的安装位置向装配体周边的固定孔位置移动。

装配体电路盒 1 中最适合放置 2 个触发引信的位置是在电路盒顶端两边。这 2 个位置因距离装配体固

定孔近，振动放大较小。故将 2 个触发引信位置分别移到电路盒 1 顶部两个拐角处，并对电路盒 1 底板增厚并增加加强筋。优化后的触发引信安装位置如图 10 所示。根据振动试验和仿真结果，初步分析触发引信新位置在振动时放大倍数不超过 1.3。

6 结论

本文对某装配体进行模态分析，发现触发引信的安装位置对振动非常敏感，存在振动放大隐患。接着，对该装配体进行 ZC 向随机振动仿真分析，仿真结果表明触发引信安装位置存在明显的振动放大，最大放大倍数达 4.2。随后又对装配体进行振动试验(试验量级与仿真振动量级相同)，试验结果表明触发引信安装位置振动最大放大倍数为 3.846，这与仿真结果非常吻合。

最后，结合振动试验和仿真结果，对触发引信的安装位置进行了重新设计和调整，并对局部结构进行了加强，确保触发引信安装位置科学、合理。

参考文献

- [1] 袁正,孙志杰.空空导弹引战系统设计.北京:国防工业出版社,2007.
- [2] 徐品高.新一代防空导弹提高制导控制精度的需求与技术途径.战术导弹技术,2002(5).
- [3] 赵腾伦.Abaqus6.6在机械工程中的应用.北京:中国水利水电出版社,2007:112.
- [4] 王光远.论不确定性结构力学的发展.力学进展,2002,32(2):205-211.
- [5] 胡太彬.随机结构动力学与动力可靠性优化设计[D].西安:西安电子科技大学,2005.
- [6] 董保童,施荣明,朱广荣.随机振动载荷作用下结构疲劳寿命估算.飞机设计,2001,26(9):33-35.
- [7] Newland D E. Random vibration spectral analysis and introduction. Beijing: Mechanical Industry Press, 1978.

(责编 亿霖)