

巡飞攻击导弹红外成像导引头瞬态冲击响应分析

袁名松, 冯建伟, 黄云, 顾道琴, 潘顺臣

(昆明物理研究所, 云南 昆明 650223)

摘要: 以巡飞攻击导弹红外成像导引头为研究对象, 从理论上对系统的半正弦波冲击响应进行了分析, 给出了响应计算方法。建立了导引头有限元分析模型, 利用 ANSYS Workbench 有限元分析软件, 对导弹在发射及飞行过程中导引头需承受的发射冲击和分离冲击进行了分析计算, 分析了导引头的应力、应变及探测器的加速度响应, 计算结果表明导引头能承受住发射及分离过程的冲击激励作用。

关键词: 导引头; 冲击激励; 应力; 应变; 加速度响应

中图分类号: TN216 文献标识码: A 文章编号: 1001-8891(2014)12-0953-05

Transient Impact Response Analysis of Loitering Attack Missile Imaging Infrared Seeker

YUAN Ming-song, FENG Jian-wei, HUANG Yun, GU Dao-qin, PAN Shun-chen

(Kunming Institute of Physics, Kunming 650223, China)

Abstract: Based on imaging infrared seeker of loitering attack missiles, of half sine wave impact response were analyzed theoretically, impact response calculation method was given. The FEA model of the seeker was established with finite element software ANSYS Workbench. Computations of launch and separation impact response analysis of the seeker were carried out, stress and deformation of the seeker and acceleration response of the infrared detector were obtained. The calculation results show that the seeker can withstand the impact excitation of launch and separation process.

Key words: seeker, impact excitation, stress, deformation, acceleration response

0 引言

以子弹药形式投放的巡飞弹, 在飞行初期由母弹携带, 利用母弹的快速性迅速达到目标上空, 到达预定开舱点后, 子弹从母弹中抛出, 完成“弹机”转换, 子弹以类似无人机的形式, 利用自身携带动力按预定航迹巡飞, 对战区进行侦察, 寻找最佳时机对目标进行精确打击。在母弹发射和子弹从母弹中分离过程中, 导引头将承受两次大量级的冲击激励作用。当系统受到冲击激励时, 系统将产生相应的冲击响应, 冲击响应是系统受到短暂的脉冲、阶跃或其它瞬态非周期激励下产生的响应, 它持续时间短, 引起的振动能够很快消失, 但它引起的最大应力(或位移)却可能造成系统或部件的永久失效和损坏。

1 半正弦冲击响应计算方法

理想的规则冲击载荷波形主要有矩形、半正弦、梯形、三角形、锯齿波等。针对不同的冲击载荷波形

(冲击形式), 系统的动态响应也不同, 系统的响应主要取决于冲击载荷脉冲的峰值、持续时间及波形形状^[1-4]。代表规则冲击的主要特征要素有: ①冲击持续时间 τ ; ②冲击波的形状 $x(t)$; ③冲击载荷波形包含的面积 $A = \int_0^\tau x(t)dt$; ④冲击波的峰值 U_m 。由于巡飞弹红外成像导引头所受冲击可简化为半正弦加速度激励, 因而本文仅针对半正弦冲击进行分析计算。

在冲击载荷作用下, 结构将在很短的时间内达到最大响应, 结构的阻尼还来不及吸收较多的能量, 其对结构的最大响应影响不大, 因此一般采用无阻尼模型来研究冲击响应。为计算方便, 导引头简化为如图1所示的单自由度模型。

对图1所示的单自由度模型, 在不考虑阻尼的情况下, 受如式(1)所示半正弦冲击载荷的作用:

$$\ddot{x}(t) = \begin{cases} \ddot{Y}_0 \sin \omega t & 0 \leq t \leq \tau \\ 0 & t \geq \tau \end{cases} \quad (1)$$

收稿日期: 2014-08-20; 修订日期: 2014-12-02。

作者简介: 袁名松(1974-), 男, 湖南新化人, 博士研究生, 研究方向为红外光电系统设计。E-mail: yuan_mingsong@163.com。

基金项目: 国防预研项目。

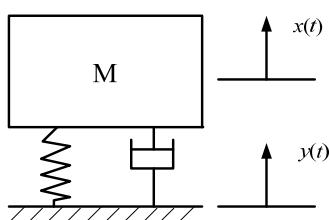


图1 单自由度模型

Fig.1 Single freedom system model

式中: $\omega = \pi/\tau$ 。结构的冲击响应为^[4-6]:

$$\ddot{x}(t) = \begin{cases} \frac{\ddot{Y}_0}{1-\lambda^2} (\sin \omega t - \lambda \sin \omega t) & 0 \leq t \leq \tau \\ \frac{\ddot{Y}_0 \lambda}{\lambda^2 - 1} \left[\left(1 + \cos \frac{\pi}{\lambda}\right) \sin \omega_n t - \left(\sin \frac{\pi}{\lambda}\right) \cos \omega_n t \right] & t \geq \tau \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\lambda = \omega / \sqrt{k/m}$; $\omega_n = \sqrt{k/m}$ 。

系统响应可分为两个阶段: 激励作用期间为第一阶段 $0 \leq t \leq \tau$, 激励作用后为第二阶段 $t \geq \tau$ 。冲击响应的最大值所在的阶段应根据情况进行分析。

根据式(1)和式(2)可求出系统冲击响应的最大比值(冲击放大倍数), 计算结果如下^[6-11]:

1) 当 $0 < \gamma f < 0.5$, 即 $\omega > \omega_n$ 时, 系统最大响应幅值出现在第二阶段:

$$\eta_{\max} = \frac{4\tau f}{1 - 4(\tau f)^2} \cos(\pi \tau f) \quad (3)$$

式中: $f = \frac{\omega_n}{2\pi}$ 。

2) 当 $\gamma f > 0.5$ 时, 即 $\omega < \omega_n$ 时, 系统最大响应幅值出现在第一阶段:

$$\eta_{\max} = \frac{2\tau f}{2\tau f - 1} \sin\left(\frac{2\pi n}{1 + 2\tau f}\right) \quad (4)$$

式中: $n = \frac{1}{4} + \frac{1}{2} \tau f$ 四舍五入取整。

3) 当 $\gamma f = 0.5$ 时, 系统的最大响应幅值发生在冲击激励作用结束的瞬间:

$$\eta_{\max} = \frac{\pi}{2} \quad (5)$$

2 有限元模型

2.1 有限元模型描述

根据简化后的导引头几何模型建立的有限元模型如图2所示。

由于导引头组成零件较多, 采用10节点的四面体单元(SOLID187)对导引头进行网格划分, 对整

流罩、壳体、内外框架、内外电机、内外旋变、电路板等尺寸较大的零件, 采用相对较粗的网格, 对连接环、探测器、镜片等应力、应变、加速度响应受关注程度较高的零件, 采用相对较细的网格。

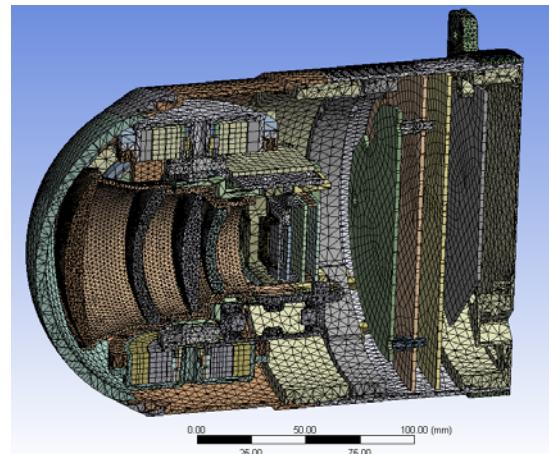


图2 导引头有限元模型

Fig.2 Finite element model of the seeker

2.2 材料属性

导引头使用材料种类较多, 结构件材料有硬铝(LY12)、结构钢(45)、黄铜(H62), 光学件材料有硫化锌(多光谱ZnS)、硅(Si), 此外还有多层电路板(PCB), 各材料属性见表1。

表1 材料属性 Table 1 Material properties

材料	密度 ρ (10^3kg/m^3)	弹性模量 E/MPa	抗拉(断裂) 强度 σ_b/MPa	泊松比 μ
硬铝	2.8	70.6×10^3	450	0.33
结构钢	7.8	206×10^3	600	0.26
黄铜	8.5	110×10^3	200	0.34
硫化锌	4.09	97.2	69(断裂)	0.3
硅	2.33	131	70(断裂)	0.28
PCB	6.5	18×10^3	28~91(断裂)	0.153

2.3 载荷及边界条件

导弹飞行过程中共需经历两次冲击, 第一次发生在母弹发射时, 第二次发生在子弹从母弹中抛出时, 两次冲击的量值见表2、表3, 冲击波形均为半正弦波。导引头通过连接法兰的4个支耳与弹体固定, 弹体产生的激励通过4个支耳传递至导引头上, 因而在分析过程中, 4个支耳的后端面将作为冲击激励的加载面。由于除支耳外, 导引头其余部位均处于自由状态, 因而不再另外给导引头施加任何约束。

本文拟采用ANSYS Workbench有限元分析软件对导引头进行分析计算, 由于ANSYS中“加速度”载荷只能施加在零件实体上, 不能施加在零件表面上, 在零件表面上可以施加“速度”载荷, 于是将冲

表2 发射冲击输入激励

Table 2 Impact input excitation of launch

方向	X	Y	Z
冲击峰值/g	80	80	80
持续时间/ms	8	8	8

击的加速度进行积分处理, 变成速度加在如图3^[12]所示的4个面上。

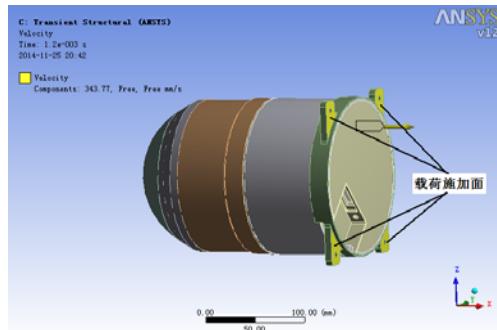


图3 导引头几何模型

Fig.3 Geometric model of the seeker

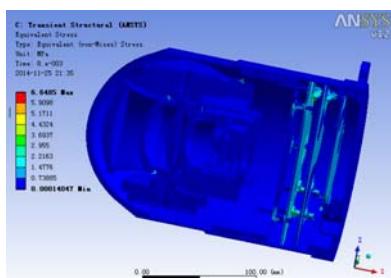
3 冲击响应分析计算

利用 ANSYS Workbench 的 Transient Structural (ANSYS) 模块对导引头进行冲击响应分析。由于冲击引起的最大应力(或位移)是导引头发生失效或损坏的主要因素, 并且红外探测器是导引头中比较薄弱的环节, 因此本文主要分析导引头在冲击响应下的应力、应变分布及探测器的加速度响应情况。

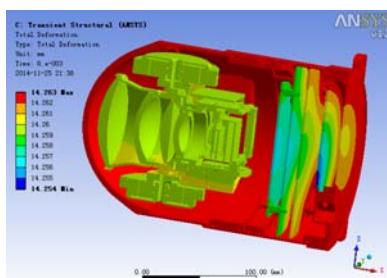
3.1 发射冲击

图4(a)~图4(i)分别为导引头受发射冲击激励(见表2)时, 导引头结构在X、Y、Z三个方向上的应力、应变及探测器的加速度响应图。

从图4(a)、图4(d)、图4(g)可以看出, 当导引头受X、Y、Z三个方向的发射冲击激励作用时, 最大应



(a) 导引头应力响应 (X 向)
(a) Stress distribution of the seeker(X direction)



(b) 导引头应变响应 (X 向)
(b) Deformation distribution of the seeker(X direction)

表3 分离冲击输入激励

Table 3 Impact input excitation of separation

方向	X	Y	Z
冲击峰值/g	50	120	50
持续时间/ms	1.2	0.8	1.2

力均出现在连接环的支耳处, 最大应力大小分别为6.6485 MPa、34.012 MPa、39.324 MPa, 连接环材料为硬铝, 其应力值远小于硬铝的抗拉强度; 红外光学镜头、探测器和电路板上的应力比较小, 从应力分布来看导引头结构不会发生损坏。

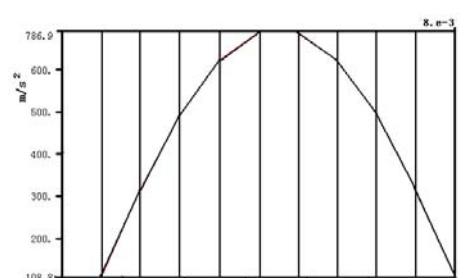
从图4(b)、图4(e)、图4(h)可以看出, 导引头在X、Y、Z三个方向上的最大位移分别为14.262 mm、14.268 mm、14.265 mm, 导引头零部件最大变形量($x_{\max} - x_{\min}$)分别为0.009 mm、0.121 mm、0.119 mm, 属弹性变形, 冲击完成后变形可自动恢复, 导引头结构不会发生损坏。

从图4(c)、图4(f)、图4(i)可以看出, 探测器在X、Y、Z三个方向上的加速度响应峰值分别为786.9 m/s²(80.296g)、789.488 m/s²(80.56g)、788.7 m/s²(80.48g), 放大倍数 η_{\max} 分别为1.0037、1.007、1.006。已知探测器能承受的半正弦冲击为50 g、15 ms, 波形包含的面积 $A = \int_0^{\tau} x(t)dt = \int_0^{0.015} 490 \sin \frac{\pi}{0.015} t dt = 9.358$, 从图4(c)、图4(f)、图4(i)可以算出, 探测器在发射冲击作用下, X、Y、Z三个方向上的波形包含面积分别为3.507、3.518、3.516, 小于探测器能承受的量值, 探测器不会发生损坏。

3.2 分离冲击

图5(a)~图5(i)分别为导引头受分离冲击激励(见表3)时, 导引头结构在X、Y、Z三个方向上的应力、应变及探测器的加速度响应图。

从图5(a)、图5(d)、图5(g)可以看出, 当导引头



(c) 探测器加速度响应 (X 向)
(c) Acceleration response of the infrared detector (X direction)

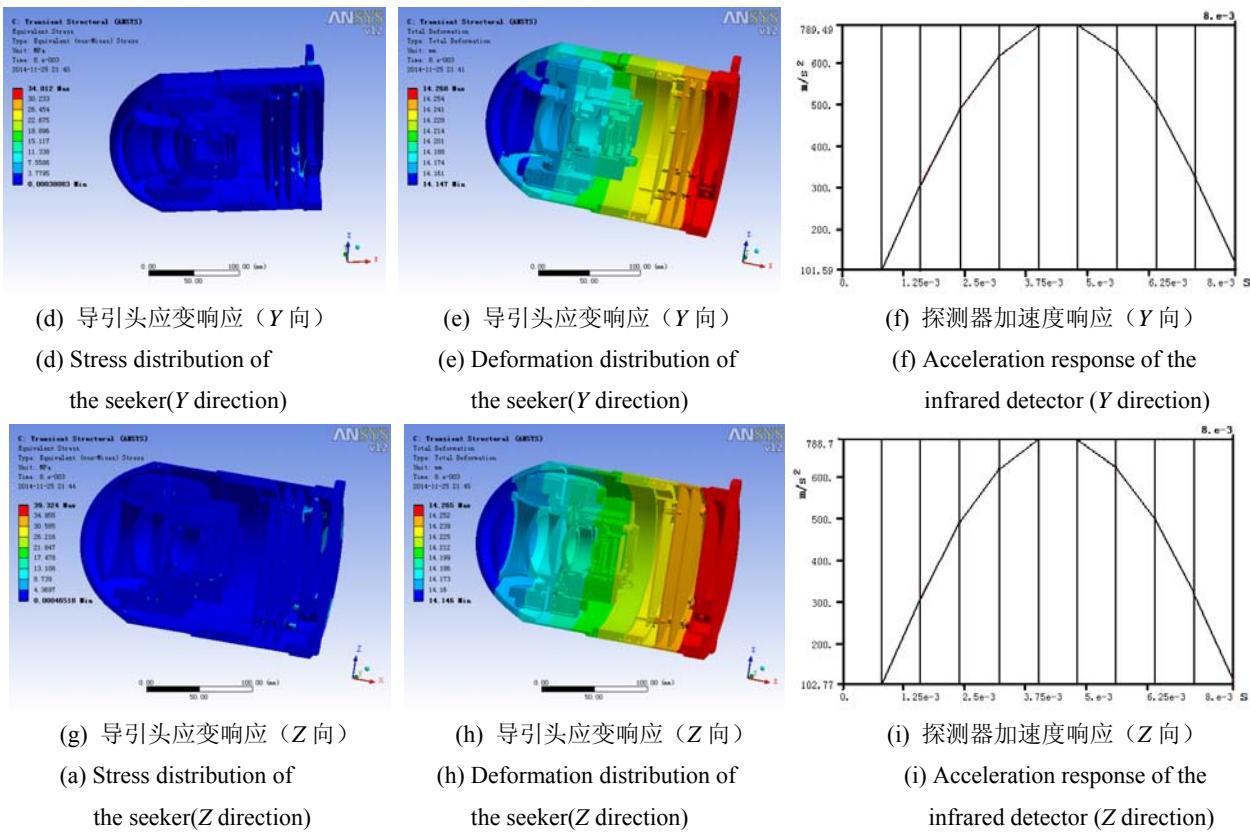
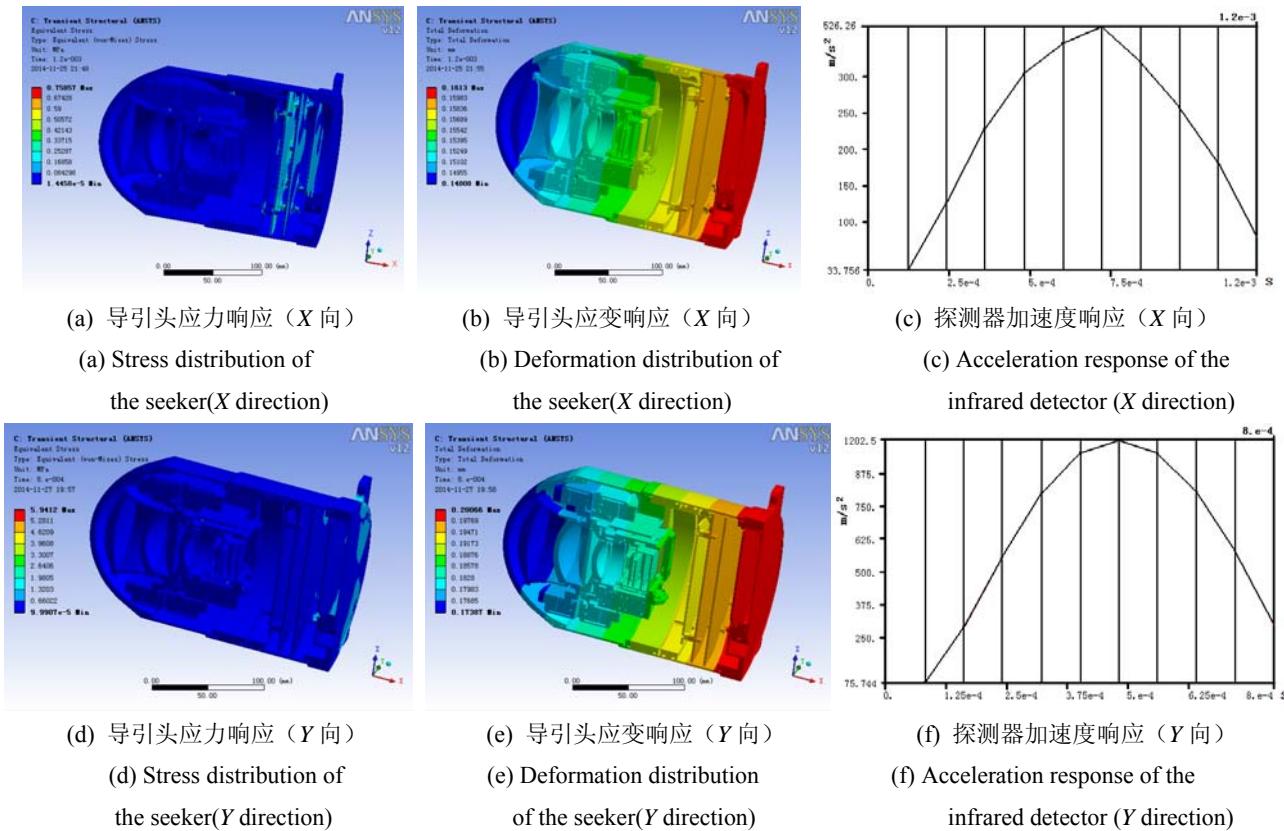


图4 导引头在发射冲击作用下的应力、应变分布及探测器加速度响应

Fig.4 The distribution of stress and deformation of the seeker and acceleration response of the infrared detector in the launch impact input excitation



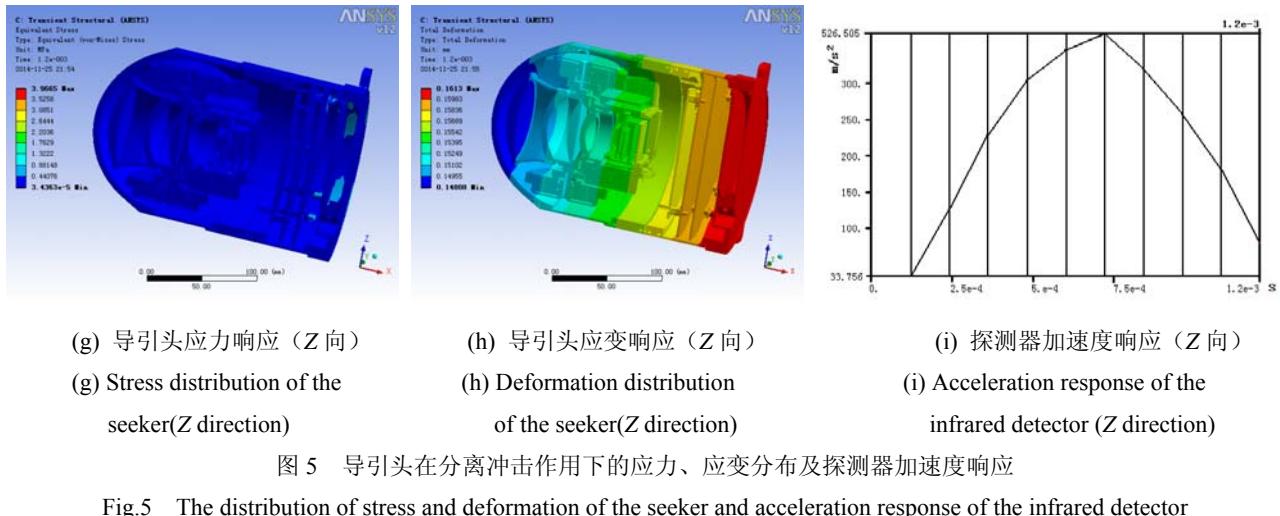


图 5 导引头在分离冲击作用下的应力、应变分布及探测器加速度响应

Fig.5 The distribution of stress and deformation of the seeker and acceleration response of the infrared detector in the separation impact input excitation

受 X 、 Y 、 Z 三个方向的分离冲击激励作用时, 最大应力均出现在连接环的支耳处, 应力大小分别为 0.76 MPa、5.94 MPa、3.97 MPa, 其应力值远小于零件材料硬铝的抗拉强度; 红外光学镜头、探测器和电路板上的应力都比较小, 从应力分布来看导引头不会发生损坏。

从图 5(b)、图 5(e)、图 5(h)可以看出, 导引头在 X 、 Y 、 Z 三个方向上的最大位移分别为 0.1613 mm、0.2006 mm、0.1613 mm, 导引头零部件最大变形量 ($x_{\max} - x_{\min}$) 分别为 0.0132 mm、0.0268 mm、0.0132 mm, 属弹性变形, 冲击完成后可自动恢复, 导引头结构不会发生损坏。

从图 5(c)、图 5(f)、图 5(i)可以看出, 探测器在 X 、 Y 、 Z 三个方向上的加速度响应峰值分别为 526.26 m/s^2 、 1202.5 m/s^2 、 526.505 m/s^2 , 约 $53.7g$ 、 $122.712g$ 、 $53.725g$, 与输入激励相比, 放大倍数 η_{\max} 分别为 1.074、1.0226、1.0745。从图 5(c)、图 5(f)、图 5(i)可以算出探测器在分离冲击作用下 X 、 Y 、 Z 三个方向上的波形包含面积分别为 0.3617、0.5104、0.3612, 小于探测器能承受的 9.358, 探测器不会发生损坏。

4 结论

导引头受发射和分离冲击激励时, 内部零部件受力均匀, 量值较小, 小于各零件的许用应力, 安全系数足够; 导引头零部件有轻微弹性变形, 冲击完成后可自行恢复, 导引头结构不会发生损坏。

从探测器的加速度响应来看, 峰值加速度略有放大, 但放大倍数不大, 根据加速度响应曲线波形包含的面积来计算, 其能量在探测器能承受的范围内, 探

测器不会损坏。

计算结果表明: 不用采取额外的抗冲击措施, 导引头能承受住导弹发射及分离过程中的冲击激励作用。

参考文献:

- [1] 徐敏, 骆振黄, 严济宽, 等. 船舶动力机械的振动、冲击与测量 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [2] 王步瀛. 机械零件强度计算的理论和方法 [M]. 北京: 高等教育出版社, 1986.
- [3] 方同, 薛璞. 振动理论及应用 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1998.
- [4] 《振动与冲击手册》编辑委员会. 振动与冲击手册 (第一卷) [M]. 北京: 国防工业出版社, 1990.
- [5] 陈庆生. 冲击振动理论与应用 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1989.
- [6] 任建峰, 仇原鹰, 段宝岩. 一种基础加速度冲击的仿真新方法 [J]. 现代机械, 2006, 12(2): 21-23.
- [7] 李晓颜, 黄加才, 王建月, 等. 一类抗冲击载荷的新型橡胶减振器 [J]. 宇航材料工艺, 2003(1): 42-45.
- [8] 莫平, 程晓果, 余盛强, 等. 冲击响应谱在惯导减振防冲设计中的应用 [J]. 战术导弹控制技术, 2008(1): 60-63.
- [9] 易兴利, 黄德武, 赵德全. 大长径比火箭弹在瞬态冲击下的振动响应 [J]. 弹箭与制导学报, 2003, 23(3): 39-42.
- [10] 黄忠魁, 曲波, 余盛强, 等. 某自行炮用惯性导航单元防冲击研究. 战术导弹控制技术 [J]. 2012, 29(4): 39-42.
- [11] 花文涛, 贾晓洪, 丁海山. 基于粒子群算法的导引头稳定平台控制参数设计 [J]. 红外技术, 2013, 35(8): 507-511.
- [12] 袁名松. 某红外成像导引头设计工作报告 [R]. 昆明: 昆明物理研究所, 2014.