

非正常着靶弹体结构动力学响应数值仿真*

杨晓红^{1,2}, 韩珺礼¹, 徐豫新², 唐宏³

(1 63961 部队, 北京 100000; 2 北京理工大学爆炸科学与技术国家重点实验室, 北京 100081
3 国营 743 厂, 太原 030051)

摘要:通过数值仿真研究火箭弹非正常着靶条件下弹体结构动力学响应特征,为火箭弹自毁装置启动过载阈值设定提供依据。根据典型杀爆火箭弹结构通过 TrueGrid 建立有限元分析模型。针对发动机未正常分离全弹着地、发动机正常分离减速伞未及时打开带制导舱战斗部着地两种情况进行数值仿真,获得各种工况下弹体结构的动力学响应特征。研究结果为火箭弹自毁装置启动过载阈值设定提供了依据,研究方法为相关研究提供了参考和借鉴。

关键词:固体力学;火箭弹;非正常着靶;动力学响应;数值仿真

中图分类号:O385 **文献标志码:**A

Numerical Simulation of Dynamic Response of Projectile Structure with Abnormal Penetration

YANG Xiaohong^{1,2}, HAN Junli¹, XU Yuxin², TANG Hong³

(1 No. 63961 Unit, Beijing 100000, China; 2 State Key Laboratory of Explosion Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China; 3 No. 743 Factory, Taiyuan 030051, China)

Abstract: Dynamic response of rocket projectile structure with abnormal penetration was analyzed by numerical simulation; the result can provide the basis for the design of the self-destructive threshold of rocket projectile. The finite element analysis model of type rocket projectile structure was built by TrueGrid. In view of two cases which are whole projectile penetration without motor's normal separation or penetration of warhead with guidance cabin and successful motor separation but without deceleration parachute's successful opening, dynamic response of projectile structure was obtained by numerical simulation. The research result provides the basis for the design of the self-destructive threshold of rocket projectile, the research method provides the reference for related research.

Keywords: solid mechanics; rocket projectile; abnormal penetration; dynamic response; numerical simulation

0 引言

弹药作用时可能因机械故障等原因无法实现既定的战术功能和作战使命,为了不将失效弹药的内部构成等秘密泄漏给敌方,往往通过在战斗部处加装自毁装置实现非正常作用弹药的自毁。弹药自毁装置设计时通常需要回答 1 个问题:自毁装置的启动过载阈值是多少?该问题的回答若通过试验获得消耗大、周期长,且难以穷举所有非正常作用情况,在工程实践中可操作性差,新技术途径的提出有着强力的现实需求。通过试验获取正常着靶条件下弹体结构动力学响应数据,标定数值仿真用材料模型、参数和算法,通过同参数设置条件下数值仿真研究弹体非正常着

靶条件下的动力学响应特征,分析极端条件下弹体非正常着靶的过载信息,并以此为基础设置自毁装置的启动过载阈值,可为弹药自毁装置的设计提供技术支持。已有弹体结构侵彻过程中的数值模拟研究多关注大长径比弹体的结构强度^[1-2],为弹体结构的形状和强度设计提供帮助,通过数值仿真研究弹体非正常着靶状态下自毁装置的启动过载阈值尚未见文献报告。

以典型杀爆火箭弹为例,进行非正常着靶弹体结构动力学响应数值仿真,获得发动机未正常分离全弹着地、发动机正常分离降落伞未及时打开带控制舱战斗部着地两种情况下战斗部处的最大过载,为火箭弹自毁装置启动过载阈值的设定提供参考和借鉴。

* 收稿日期:2013-01-14

基金项目:国防预先研究基金资助

作者简介:杨晓红(1972-),女,湖南长沙人,工程师,硕士,研究方向:野战火箭。

1 数值仿真模型

1.1 模型假定

在研究中,首先对结构进行如下假定:

- 1) 同一种材料内任一点在各个方向上具有相同的性质;
- 2) 考虑各种结构的损伤、变形或破坏,结构破坏符合 Von Mises 强度准则;
- 3) 炸药在侵彻过程中不考虑爆炸效应,仅将其与导弹壳体等部件一样看作侵彻体;
- 4) 忽略空气阻力对导弹侵彻靶板过程的影响,在侵彻过程中,导弹仅受到土壤阻力的作用。

1.2 弹体等效模型建立

根据实际问题,建立相应的等效模型,并进行几何建模。对于杀爆弹丸侵彻典型土壤介质来讲,主要的研究问题是弹药不同着靶姿态在侵彻土壤介质过程中,弹丸整体与其分部件的动态力学响应及其结构特征的变化情况。通常杀爆火箭弹由控制舱、战斗部舱、伞舱、发动机舱,共 4 部分几百个零件构成。在数值仿真中难以把每个零件均建立出来。因此,针对所关注的结构整体动力学响应问题,在不影响数值仿真结果的情况下,对弹体结构进行等质量、等壁厚简化。根据弹丸外形几何尺寸,并依照各部分的质量特征,分别对上述舱段内部进行了配重处理,构建了一些相应的配重部件。通过简化获得典型杀爆火箭弹弹体结构如图 1 所示。

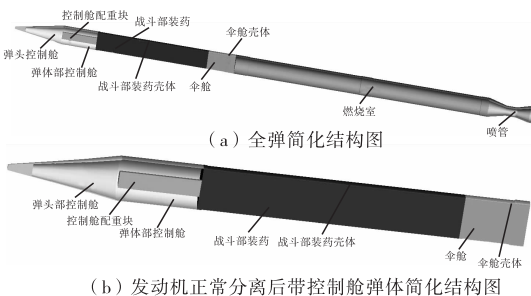


图 1 典型杀爆火箭弹的简化模型

1.3 弹靶有限元模型

根据上述简化模型,采用 $\text{cm-}\mu\text{s-g-Mbar}$ 单位制,根据弹体的结构简化模型,通过 TureGrid 软件进行离散化建立弹体有限元模型如图 2 所示。同时,通过 TureGrid 软件采用网格疏密渐变方法,建立靶体有限元模型,如图 3 所示,整个仿真模型共划分有单元 326833 个,节点 355737 个。

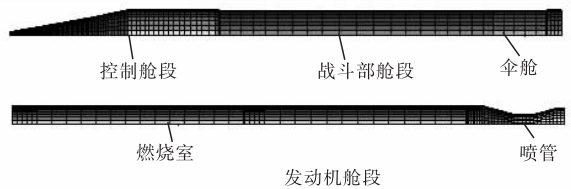


图 2 全弹有限元模型

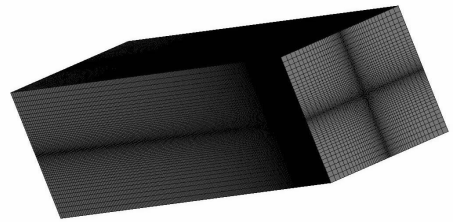


图 3 靶体有限元模型

1.4 数值仿真用材料模型

弹体和靶板撞击所产生的现象与弹体撞击速度、撞击角度、弹体和靶板介质的形体和尺寸(特别是靶板厚度方向)、弹体和靶板的材料性能等有关。随着撞击速度由低至高,弹体和靶板材料依次发生弹性变形、塑性变形、流体弹塑性变形、断裂、甚至相变、粉碎、爆炸。由于所研究问题的速度不是很高,控制舱壳体、战斗部壳体、伞舱壳体、伞、燃烧室、喷管等均采用弹塑性随动硬化模型。此外,根据文献[4]土壤材料也可认为是塑性可压缩材料。根据文献[5]获得数值仿真用材料模型参数见表 1。

表 1 材料模型计算参数

部件	材料	$\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$	E/GPa	ν	σ/MPa
控制舱前端	LY-12	2.76	70	0.33	420
配重块		7.93	210	0.284	530
控制舱壳体	40Cr	7.82	220	0.284	980
战斗部壳体	35#钢	7.85	210	0.284	530
炸药	梯黑铝	1.8	5	0.35	180
伞		0.56	1	0.3	200
燃烧室	D6AE	7.85	210	0.284	1560
喷管	40Cr	7.82	220	0.284	980
土壤	硬土	1.8	0.0474	0.48	4

2 仿真结果及分析

2.1 正常着靶数值仿真

针对硬土,进行弹体正常着靶条件下 90° 落角的数值仿真,如图 4 所示。因自毁装置和战斗部壳体固联,通过调整仿真中的接触参数,获得战斗部壳体的最大过载为 $528g$,与试验结果 $486g$ 相差 8.6% ,表明数值仿真结果具有可靠性,通过仿真获得的各部分过载曲线如图 5 所示。

2.2 非正常着靶数值仿真

针对发动机未正常分离全弹着地、发动机正常分离降落伞未及时打开带制导舱战斗部着地两种情况进行弹体非正常着靶条件下的数值仿真,具体工况如下:

1) 发动机未正常分离全弹着地:根据弹道分析确定发动机未正常分离条件下弹体以 400m/s 的速度,65°的落角着地;

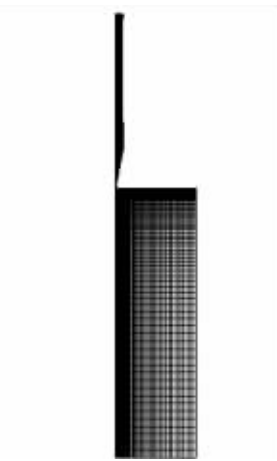


图 4 战斗部垂直着靶仿真模型

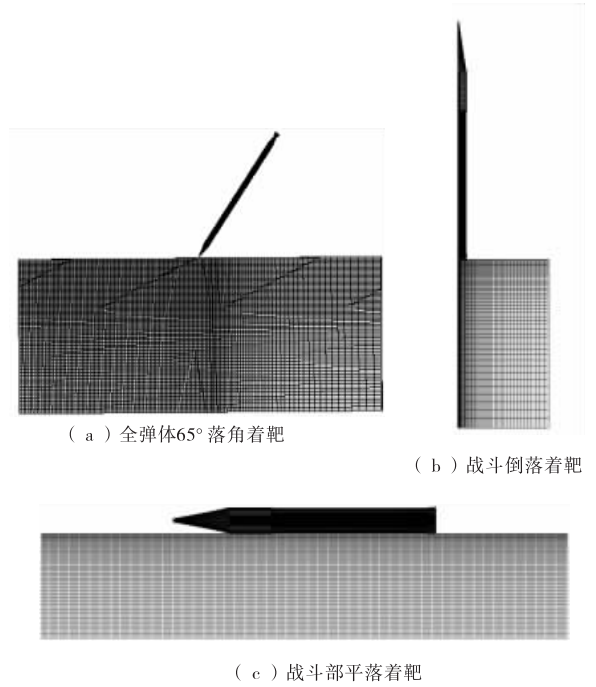


图 6 仿真计算工况

体的最大过载列于表 2 中。

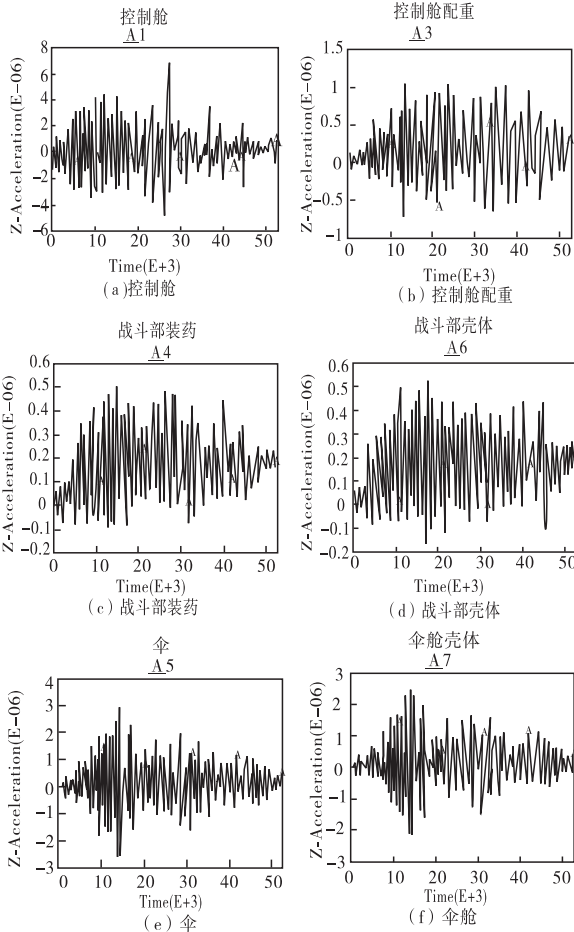


图 5 仿真计算获得弹体各部分过载

2) 降落伞未及时打开带制导舱战斗部着地:因可能出现带制导舱战斗部空中翻滚情况,选取水平、倒落两种极端条件仿真,通过弹道分析估算,弹体着速为 100m/s。

根据上述工况,建立数值仿真模型如图 6 所示,采用上述仿真中的材料模型和接触控制参数进行计算。获得的典型计算结果如图 7 所示,获得战斗部壳

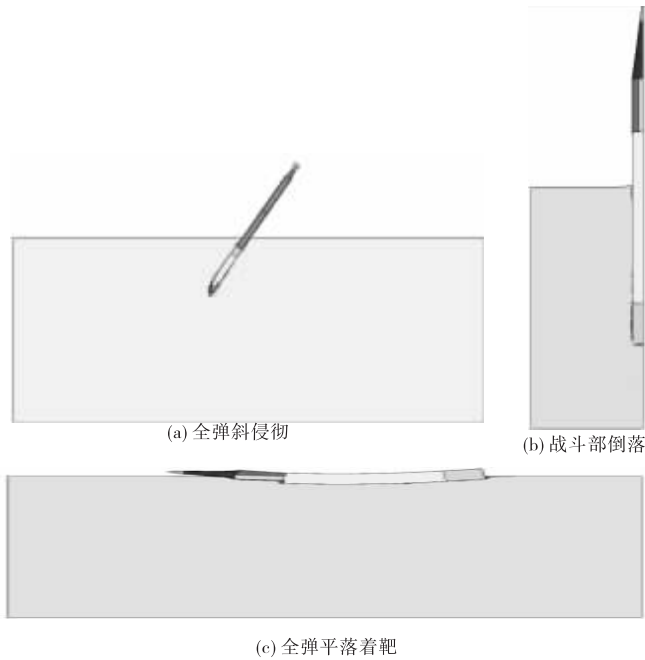


图 7 典型计算结果

表 2 不同工况下战斗部壳体的最大过载

工况		战斗部壳体最大过载/g
正常着靶	带控制舱战斗部垂直着靶	528.0
非正常着靶	全弹体正着靶(落角 65°)	4707.4
	带控制舱战斗部倒落着靶	1465.0
	带控制舱战斗部水平着靶	5677.0

根据自毁装置的功能,为保证自毁装置在弹体正

常着靶时不作用,在非正常着靶时作用,自毁装置的启动过载阈值应大于弹体正常着靶作用时的过载值,小于非正常着靶作用时的过载值。根据表 2 中的仿真结果,自毁装置的启动过载阈值应大于 528.0g,小于 1465.0g,为提高可靠性,增加 20% 的余量。因此,可设定火箭弹自毁装置启动过载阈值在 800 ~ 1000g 之间,便可实现弹药失效后自毁的战术功能。

3 总结

自毁装置启动过载阈值设定关系到弹药在因机械故障等原因无法实现既定的战术功能和作战使命情况下的适时自毁,是弹药研制中的关键环节。但因弹药机械故障失效后多数情况下为弹体的非正常着靶,试验研究较为困难,且周期长、耗资大。文中采用数值仿真方法,通过弹体正常着靶试验数据标定数值仿真材料及接触控制参数,通过有限元仿真获得弹体

非正常着靶情况下结构的动力学响应特征,并综合分析获得自毁装置启动过载阈值。该方法可为弹药自毁装置的设计提供技术支撑。

参考文献:

[1] 徐培德,谭东风. 武器系统分析[M]. 长沙:国防科技大学出版社,2001:94-150.
 [2] 皮爱国,黄风雷. 大长细比弹体斜侵彻混凝土靶的动力学响应[J]. 爆炸与冲击,2007,27(4):331-337.
 [3] 皮爱国,黄风雷. 大长细比结构弹体侵彻 2024-O 铝靶的弹塑性动力响应[J]. 爆炸与冲击,2008,28(3):252-259.
 [4] 时党勇,李裕春,张胜民. 基于 ANSYS/LS-DYNA 8.1 进行显式动力分析[M]. 北京:清华大学出版社,2005.
 [5] 才鸿年,赵宝荣. 金属材料手册[M]. 北京:化学工业出版社,2011.

(上接第 66 页)

数可以实现 FFT 运算和求模运算,从而有效缩短开发时间。目标回波频谱计算流程示意如图 6 所示。

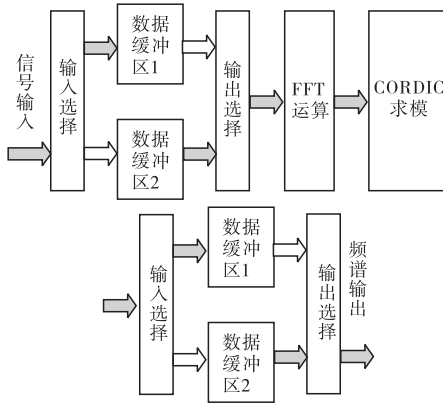


图 6 目标回波频谱计算流程示意图

为了提高脉冲多普勒引信信号处理的实时性,采用乒乓操作来提高数据的处理速度。乒乓操作通过输入选择和输出选择单元按节拍、相互配合的切换,实现数据的无间断流水传输^[7]。通过在 FFT 运算和 CORDIC 求模处理的输入之前和输出之后采用乒乓操作,实现数据的无缝输入缓冲、处理和输出缓冲。

4 结论

基于 SOPC 技术构建的脉冲多普勒引信信号处

理器在硬件设计方面能够最大程度的简化系统硬件的设计,在软件设计方面能够完全依据引信功能需求来定制所需微控制器,实现了 FPGA 内部软硬件功能分配和协同设计,其主要功能都依靠软件编程来完成,从而提高引信信号处理的功能扩展能力和升级能力,能够满足引信不同研制阶段及后续性能升级的需求。

参考文献:

[1] 袁正,李元级. 现代空空导弹引信技术[J]. 航空兵器,2000(2):11-15.
 [2] 李兰英. NiosII 嵌入式软核 SOPC 设计原理及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
 [3] 孙恺,王苗苗,魏洪兴,等. 嵌入式 CPU 软核综述[J]. 计算机工程,2006,32(7):6-9.
 [4] 孟芳,于立佳,张文志. 基于 NIOSII 的 SOPC 系统设计分析[J]. 无线电通讯技术,2012,38(1):73-76.
 [5] 张学森,杜春鹏,孙实泽. NIOSII 处理器在雷达信号处理中的应用[J]. 舰船电子工程,2007,27(4):126-128.
 [6] 张明友. 数字阵列雷达和软件化雷达[M]. 北京:电子工业出版社,2008.
 [7] 吴继华,王诚. Altera FPGA/CPLD 设计:高级篇[M]. 北京:人民邮电出版社,2006.