

doi: 10.7690/bgzdh.2021.12.002

箱装导弹发射动力学分析与测试研究

李 庚, 白风科, 林立广, 史耀祖

(西安现代控制技术研究所第二总体部, 西安 710065)

摘要: 为保障导弹发射安全, 研究某导弹贮运发射箱设计可行性及发射过程中箱弹动力学特性。基于多体动力学理论, 建立了发射系统动力学仿真分析模型, 并利用 Fluent 软件建立了贮运发射箱流场分析模型。仿真分析结果表明: 贮运发射箱与导弹适配性较好, 能够满足导弹发射安全性要求。飞行试验测试结果验证了设计方案及仿真分析结果的有效性。

关键词: 箱装导弹; 多体动力学; 发射动力学分析; 流场分析

中图分类号: TJ768.2 **文献标志码:** A

Launch Dynamic Analysis and Test Research of Boxed Missile

Li Geng, Bai Fengke, Lin Liguang, Shi Yaozu

(No. 2 General Department, Xi'an Modern Control Technology Research Institute, Xi'an 710065, China)

Abstract: For ensuring missile launch safety, research on design feasibility of missile storage and launch box and its dynamic characteristics during launch. Based on the multi-body dynamics theory, the launch system dynamics simulation analysis model is established, and the flow field analysis model of the storage and transportation launch box is established by using the Fluent software. The simulation analysis results show that the storage and transportation launch box has good compatibility with the missile and can meet the safety requirements of missile launch. The flight test results verify the validity of the design scheme and simulation analysis results.

Keywords: boxed missile; multi-body dynamics; launch dynamic analysis; flow field analysis

0 引言

导弹发射过程中, 发射方式、发动机推力偏心、发射系统扰动、导弹自身重力、贮运发射箱内部流场变化以及前后盖开启情况等可能导致导弹与贮运发射箱之间发生干涉, 影响导弹发射安全性^[1-4]。通常情况下, 采用发射动力学方法对导弹发射过程运动情况进行仿真分析, 验证发射系统设计合理性, 提高导弹发射安全性^[5-8]。

某箱装导弹采用导轨悬挂式倾斜热发射方式发射, 导弹通过前后 2 组滑块悬挂在发射导轨上。发射时, 导弹发动机点火, 贮运发射箱后盖被燃气吹破, 前盖在反射激波的作用下破裂, 导弹在发动机推力的作用下, 前后滑块沿发射导轨向前运动, 依次离开发射导轨。

受贮运发射箱外形尺寸和重量限制, 箱体整体采用铝合金材料, 蒙皮厚度为 3 mm; 导弹头部与贮运发射箱前盖距离为 10 mm, 尾部距后盖约 100 mm, 导弹采用折叠尾翼, 在贮运发射箱内为折叠状态, 发射出箱后自动展开, 要求发射过程中贮运发射箱前后盖能够可靠开启, 且前盖破裂齐根性较好。因

此贮运发射箱前后盖设计、开启压力匹配尤为关键, 对导弹发射安全性具有较大影响。

笔者以某导弹发射出箱过程为研究对象, 基于多体动力学理论方法, 对某导弹贮运发射箱设计可行性及发射过程中箱弹动力学特性进行研究, 为箱装导弹优化设计提供依据。

1 动力学仿真分析

为研究发射过程中导弹出箱姿态、速度以及位移变化情况, 基于多体运动学理论方法, 建立发射系统刚-柔耦合仿真分析模型。

1.1 动力学模型

为验证贮运发射箱与导弹的匹配性能, 减小发射系统对箱装导弹发射安全性的影响, 箱装导弹采用发射台架进行发射。如图 1 所示。

发射台架底部固定于水泥地面上, 上部起落架与贮运发射箱固定连接。起落架可绕发射台架回转平台转轴转动, 起落架俯仰运动可通过电动缸实现, 可用刚度为 4×10^7 N/m 的弹簧模拟电动缸刚度, 其他承力部件设为刚体。

收稿日期: 2021-08-08; 修回日期: 2021-09-24

作者简介: 李 庚(1989—), 男, 河南人, 博士, 高级工程师, 从事武器系统总体设计研究。E-mail: ligengxidian@126.com。

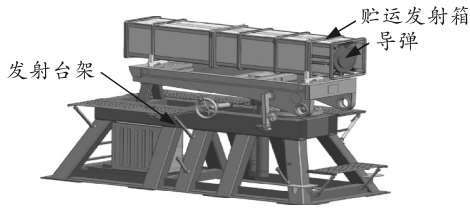


图 1 箱装导弹发射系统模型

发射导轨置于贮运发射箱上部，为减小发射过程中导弹低头带来的俯仰方向姿态变化，将发射导轨设置为前端上翘形式，导弹滑块与发射导轨之间摩擦系数取 0.1^[9]。

1.2 发射系统动力学方程

基于多体动力学理论，应用拉格朗日乘法，分别建立发射系统中每个活动刚体的运动方程和对应的约束方程，然后将发射系统中所有的刚体运动方程与约束方程进行联立，综合为统一的矩阵方程。发射系统动力学方程可表示为^[10-11]：

$$\left. \begin{aligned} M\ddot{q} &= Q^* - \Phi_q^T \lambda \\ \Phi(q, t) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中： M 为发射系统刚体质量矩阵； Φ_q^T 为约束方程雅克比矩阵； λ 为拉格朗日乘子； \ddot{q} 为刚体加速度； Q^* 为系统载荷矩阵； $\Phi(q, t)$ 为系统约束矩阵。

1.3 仿真结果分析

结合某次飞行试验，对发射系统进行多体动力学仿真分析^[9,12]，其中发射系统参数为：射角 50°，导弹质量为 1.3 t，发射导轨总长度为 4.1 m，导弹前后滑块距离为 2 m。仿真分析结果如图 2—5 所示，用超压传感器检测发射过程中贮运发射箱内压力变化情况，通过高速录像拍摄图片判断导弹出箱时刻飞行参数，仿真分析结果及测试结果对比情况如表 1 所示。

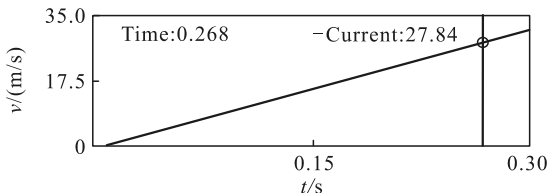


图 2 速度变化

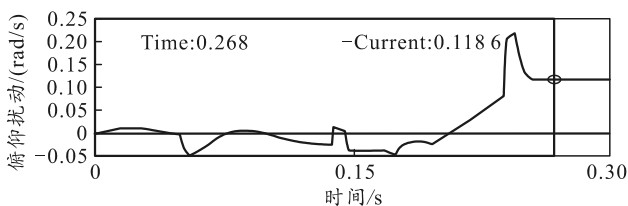


图 3 俯仰方向扰动

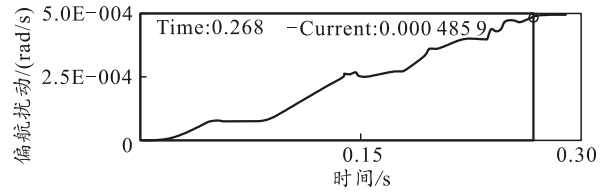


图 4 偏航扰动

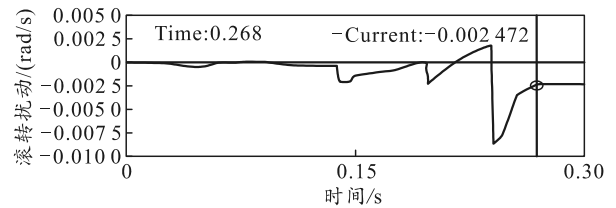


图 5 滚转扰动

表 1 离轨参数汇总

出箱参数	仿真结果	测试结果
速度/(m/s)	27.840 0	31.0
时间/ms	268.000 0	283.0
前盖开启时间/ms	9.000 0	11.0
尾翼展开时间/ms	58.000 0	60.0
箱内最大压力/MPa	0.080 0	0.1
质心下沉量/mm	7.000 0	—
俯仰扰动/(rad/s)	0.120 0	—
偏航扰动/(rad/s)	0.000 5	—
滚转扰动/(rad/s)	-0.002 0	—

2 发射流场仿真分析

贮运发射箱采用前后易碎盖的方案，其工作原理：导弹发动机点火后，后易碎盖被发动机燃气吹破，同时沿箱壁向前反射激波，当激波到达前易碎盖后，前易碎盖在激波作用下按设计要求破裂并向四周飞溅，避开导弹飞行通道；因此，发射过程中，导弹发动机燃气流场对导弹前后盖开启以及导弹发射安全性具有非常重要的影响。同时，贮运发射箱内部压力变化对于箱体整体结构设计、强度校核也同样具有重要的参考价值。

基于 Fluent 软件，对发射过程贮运发射箱内流场进行数值仿真，得到前后易碎盖处压力值，进而设计前后易碎盖开盖压力指标、开盖时间以及开盖后易碎盖破裂情况。仿真分析结果如图 6 所示，发射过程中，贮运发射箱内最大压力约为 0.1 MPa，前易碎盖破裂时间约 9.4 ms。仿真得到的前易碎盖破裂情况如图 7 所示。

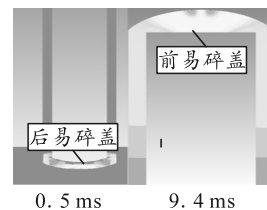


图 6 不同时刻前后盖压力分布情况

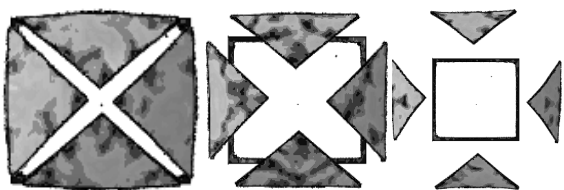


图 7 前易碎盖破裂情况

3 测试与结果分析

结合箱弹飞行试验,对发射过程中箱弹分离情况以及贮运发射箱内流场变化情况进行测试,并对测试结果进行分析。

3.1 测试方案

在发射阵地采用 2 台高速录像分别记录导弹出箱全过程、前易碎盖破裂运动情况及后易碎盖破裂运动情况等,并对导弹飞行出箱时间、速度等进行测量,2 台高速录像分别布置在发射台架左右两侧。

在贮运发射箱侧面前、中、后 3 个位置处各布置一个压力传感器,压力传感器的头部深入贮运发射箱内部,用于测量发射过程中贮运发射箱内部流场压力变化。箱体前部传感器距前易碎盖距离约 0.2 m,中部传感器固定在箱体中间位置,后部传感器距后易碎盖距离约 0.2 m。

3.2 测试结果

发动机点火后,后易碎盖被燃气吹破,前易碎盖在激波的作用下分裂为 4 瓣,然后导弹飞离贮运发射箱,通过高速录像测得的导弹飞行出箱参数如表 1 所示,压力传感器记录的数据如图 8 所示。

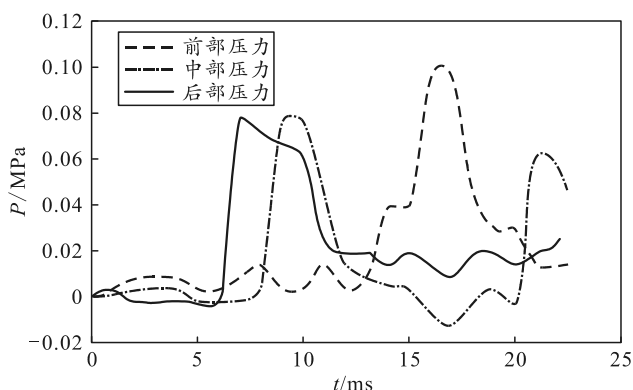


图 8 贮运发射箱内压力变化

由上图可知,发动机点火后,后盖处压力传感器首先采集到压力数据,压力最大值约为 0.08 MPa,中部压力传感器测得的数据与后部基本一致,为 0.08 MPa,前部压力传感器测得的数据为 0.1 MPa,激波由后部传递至前部所需时间约为 9 ms,与仿真

结果基本一致。

4 结论

笔者基于多体动力学理论,建立了某箱装导弹发射系统动力学仿真分析模型,对发射系统进行了仿真分析,得到了导弹出箱时刻速度、姿态、位移和发射扰动等飞行参数;通过 Fluent 软件建立了贮运发射箱内部燃气流场数值仿真模型,分析得到了发射过程中箱内流场压力变化趋势,进而确定前后易碎盖开盖压力指标。

结合飞行试验,通过高速录像和压力传感器对箱弹分离情况、导弹出箱参数以及箱内压力变化情况进行测试记录,并与仿真结果进行对比,验证了仿真分析模型的正确性。同时,测试数据也对后续贮运发射箱强度校核、设计优化、前后易碎盖改进设计提供了依据和数据支撑。

参考文献:

- [1] 李忠于,李智,张敏强.某中近程防空导弹发射车设计与分析[J].火控雷达技术,2015(3):31-36.
- [2] 武信,刘任.我本英雄——中国 FLV-1 近程轻型车载防空导弹武器系统[J].兵器知识,2004(7):12-15.
- [3] 李海阁.某自行高炮武器系统导弹发射装置设计与分析[D].南京:南京理工大学,2007.
- [4] 韩晓明,李彦彬,徐超.防空导弹总体设计原理[M].西安:西北工业大学出版社,2016.
- [5] 李庚,薛海瑞,胡建国,等.某新型发射系统发射动力学建模和仿真分析[J].兵器装备工程学报,2017,38(12):211-214.
- [6] 麻小明,刘馨心,李正宇,等.某车载防空系统行进间发射动力学仿真分析与研究[J].弹箭与制导学报,2019(1).
- [7] 李克婧,谭浩,王瑞凤.导弹发射瞬时运动安全性分析[J].战术导弹技术,2014,28(2):28-33.
- [8] 朱保义.某多管火箭炮的动力学特性分析[J].舰船科学技术,2012,34(9):51-55.
- [9] 史耀祖,李庚,何明胜,等.某简易发射系统设计与发射动力学分析[J].兵工自动化,2021,40(1):61-70.
- [10] 芮筱亭.多体系统发射动力学及其应用[J].中国工程科学,2011,13(10):76-82.
- [11] 王国平,芮筱亭.远程多管火箭发射动力学仿真[J].系统仿真学报,2006,18(5):1097-1100.
- [12] 喻天翔,张玉刚,万晓峰,等.LMS Virtual Lab Motion 进阶与案例教程[M].西安:西北工业大学出版社,2017.