

火箭炮方形发射管流场仿真分析

赫美琳¹, 高明慧²

(1. 中国人民解放军 92941 部队, 辽宁 葫芦岛 125001;

2. 海军航空大学, 山东 烟台 264001)

摘要 考虑到目前多管火箭炮武器系统发射时发动机尾焰过大, 不利于小空间发射等缺点, 研究采用方形发射管向前排导火箭发动机尾焰解决此类问题。根据火箭弹发射需求, 建立方形发射管模型, 在发射管底部设计导流结构导流发动机燃气, 并通过发射管内部圆形定向器和方形发射管之间的通道排导发动机燃气, 进行发射管内流场仿真分析, 为改进火箭炮武器系统提供参考。

关键词 火箭炮; 方形发射管; 流场仿真

中图分类号 E924.93

文献标识码 A

Simulation Analysis on Flow Field of Square Launch Tube of Rocket Launcher

HE Meilin¹, GAO Minghui²

(1. Unit No. 92941 of PLA, Huludao 125001, China;

2. Naval Aeronautical University, Yantai 264001, China)

Abstract Considering the engine tail flame of multi-tube rocket launch system (MRLS) is too big, which causes inconvenient for small space launching. In this paper, the tail flame forwardly exhausted by square launch tube is developed to solve this problem. According to the rocket launch requirements, the model of square launch tube is established. Gas of engine is diversified by the deflector at the bottom of the square launch tube and exhausted through the channel between the circular orientator and the square launch tube. The simulation analysis of internal flow field of launch tube provides a reference for improving MRLS.

Key words rocket launcher; square launch tube; flow field simulation

0 引言

多管火箭炮武器系统是第二次世界大战期间主要火力突击力量^[1], 成为世界各国争先研制和发展的武器系统^[2], 在舰船上也应用广泛。现役舰载火箭炮能形成快速有效的火力打击速度和密度, 且其能携带多用途、大威力战斗部。多管火箭炮具有瞬时提供强大压制火力、发射多种不同性能的火箭弹、快速再装填等特点^[3], 广泛应用于军队作战中。现代战争要求舰载火箭炮能具备小空间

发射能力, 减少火箭弹发动机后排尾焰, 有必要研究新型发射管改善火箭炮武器系统性能。

目前舰载火箭炮发射方式主要采用火箭发动机敞口发射, 如图 1 所示。火箭炮发射时, 火箭弹的发动机尾焰通过定向器尾部向后喷射, 会产生很大的声光信号, 不利于火箭炮的隐蔽, 同时火箭炮根据发射任务, 需要有一定的发射空间, 不利于小空间发射。

一些学者针对火箭炮在安装平台耦合干扰下的输出调节问题^[4]、火箭炮发射系统轻量化^[5]、船

载火箭炮发射动力学仿真^[6]、防空火箭炮刚柔耦合发射动力学仿真^[7]、多管火箭炮密闭发射内弹道仿真^[8]等问题进行了探讨。对新型发射管的研究还较少见诸论文中。



图 1 某型舰载火箭炮发射状态

Fig. 1 Launch status of a shipborne rocket launcher

针对此问题,本文研究火箭弹在方形发射管中发射的可行性,设计导流结构排导发动机燃气,在方形发射管内部安装定向器,火箭发动机燃气经导流结构导向前部,从发射管和定向器边角进行燃气排导,根据工作条件进行流场仿真分析,为改进火箭炮性能提供参考。

1 火箭炮方形发射管模型

目前舰载火箭炮发射管采用圆形定向器、敞口发射,发动机燃气通过定向器排导到后方,需要较大的排导空间。由此设计新型发射管,如图 2 所示,方形发射管内部安装定向器,用来约束火箭弹,提供制止力、定向发射等功能。定向器与发射管 4 个角之间的通道作为发动机燃气排导通道。

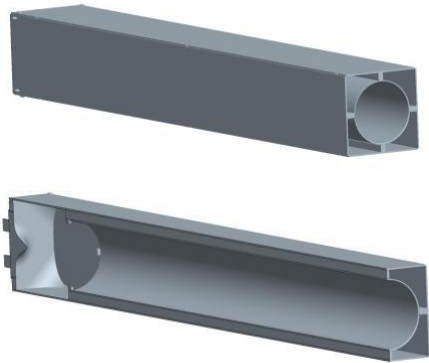


图 2 方形发射管

Fig. 2 Square launch tube

方形发射管尾部作为火箭弹发动机燃气折转

点,需要设计导流结构,保证燃气流平滑导向发射管燃气排导通道,降低内部压强,导流结构如图 3 所示,由导流锥和导流块组成。

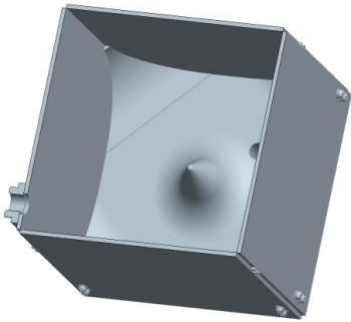


图 3 导流结构

Fig. 3 Diversion structure

发射箱技术指标:

- 1) 发射箱外形尺寸: 200 mm × 200 mm × 1 900 mm;
- 2) 定向器口径: 130 mm;
- 3) 定向器长度: 1 600 mm。

发射箱结构优点:

- 1) 结构简单、重量轻、体积小;
- 2) 单管能够自身解决发射燃气流排导(各自具有独立的燃气流排导系统),省去了集中、公用燃气流排导系统,使发射装置占用空间小、适装性强,火箭弹的发射互不影响,可满足火箭弹齐射;
- 3) 定向器长度: 1 600 mm。

2 发射管内流场仿真模型

应用数值模拟方法,通过 ICEM CFD 软件绘出方形发射管的三维流场网格,开展发射管内流场三维非稳态研究,利用 FLUENT 软件进行计算,得到计算结果及其相关数据。

通过数值模拟,研究发动机在发射管内的尾流场特性,获取方形发射管的压力分布规律等数据,为新型发射管的结构设计提供依据。

根据输入条件建立几何模型,如图 4 所示。



图 4 发射管几何模型

Fig. 4 Geometry model of launch tube

根据几何模型建立数值仿真模型,如图 5 所示。

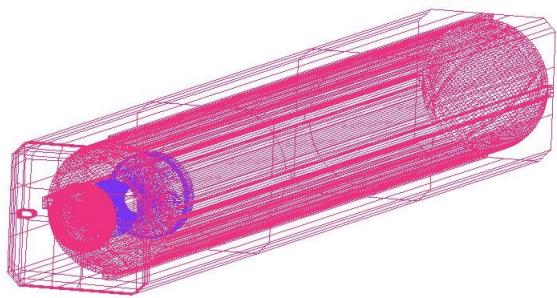


图 5 数值仿真模型

Fig. 5 Mathematical simulation model

局部网格如图 6 所示。

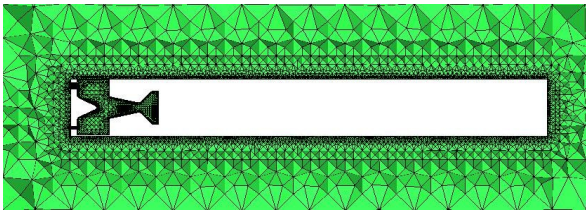


图 6 局部网格

Fig. 6 Local grid

喷管入口边界条件以现有某发动机参数给定 为压强入口,给定燃烧室总温总压,分别为2 350 K 和 9.8 MPa。外部流场出口为压强出口,温度为 300 K。

求解过程采用分离显式求解步骤,顺序求解各 方向上的动量方程、压力修正方程、能量方程等;时 间采用一阶显式方案,控制方程以一阶迎风格式进 行离散。

3 发射管内流场仿真结果

3.1 尾流场压力分布

图 7 给出了喷管尾部压力分布云图,从图中可 以看出在喷管的流动中,喷管上部为高压区,下部 为低压区,气流在两端压差的作用下流动。沿喷管 轴线方向,气流压力逐渐降低,在喷管出口处气压 最小。气流在收敛段出现急剧转折,伴随着气流的 急剧压缩,压强急剧下降,因此采用方形发射管排 导方式的尾部压强在安全范围内,不会影响发动机的 安全运行。

图 8 给出了发射管导流结构底部压力云图,仿

真结果可为发射管的设计提供参考。在发射管导 流结构气流转折的地方压力最大,达到约3.4 MPa, 这主要是导流锥提供了气流转向力。随后是一圈 压力较低的圆环,该处没有受到气流的直接冲击, 由于燃气气流向上排出,此区域压强较低,说明燃 气排导较通畅,导流结构起到了燃气气流导向作 用。

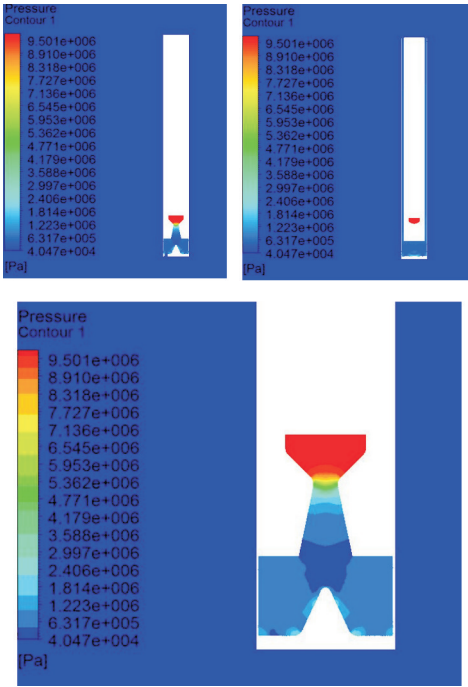


图 7 发动机内压力分布云图

Fig. 7 Distribution nephogram of pressure in engine

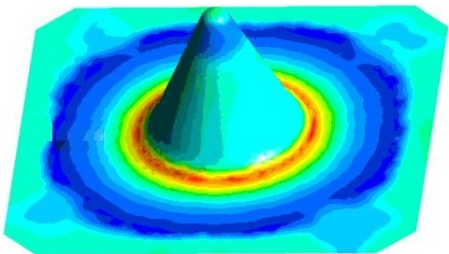


图 8 发射管导流结构底部压力分布云图

Fig. 8 Distribution nephogram of pressure at bottom of diversion structure of launch tube

3.2 尾流场速度分布

图 9 为发射管内速度分布云图,速度在喷管内 发生了急剧变化,从图中可以看出,沿喷管轴线方 向,速度逐渐增大,在喷管喉部速度达到当地音速, 处于临界状态。随着收敛段横截面积逐渐减小,气 流速度逐渐增加,特别是在转折处,气流不断加速,

气流整体速度越来越大,在出口出现最大值;在扩张段转折处,气流继续膨胀加速,在出口处速度达到最大。经过发射管导流后从发射管流通喷出。

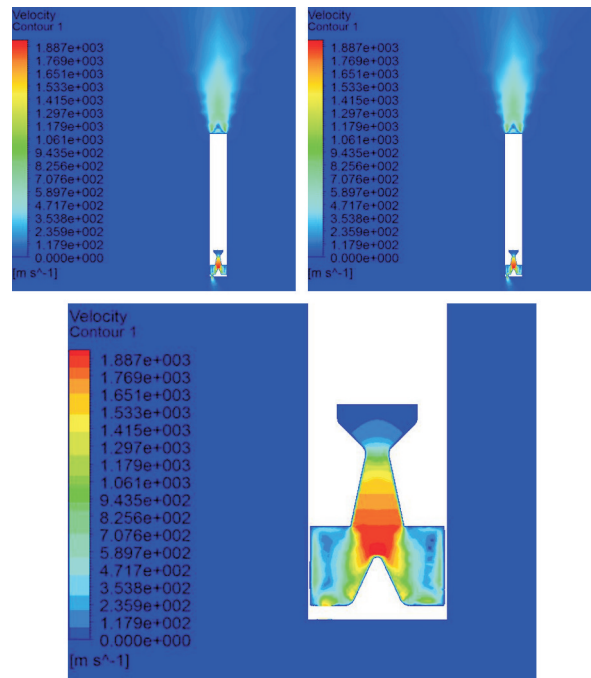


图 9 发射管内速度分布云图

Fig. 9 Distribution nephogram of speed in launch tube

3.3 尾流场速度矢量图

图 10 是导流结构内流场矢量图,表现了发动机尾部燃气导流后流动方向。从图中可以发现,发动机燃气尾焰通过导流结构的反射,从发射管内部导流通道向上排导出去,导流通道效果明显。

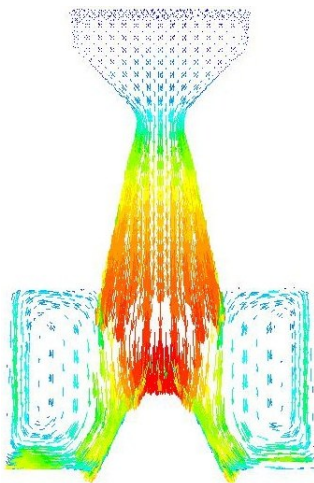


图 10 导流结构内流场矢量图

Fig. 10 Vector diagram of flow field inside diversion structure

4 结束语

本文以舰载多管火箭炮为研究对象,针对现有舰载火箭炮尾焰大、发射空间大等问题,提出了新型发射管技术,设计了方形发射管、导流结构和排烟通道,仿真分析了新型发射管内燃气流场情况。

根据方形发射管及导流结构模型,建立仿真模型,说明了数值模拟过程中使用的各种方程与方法,并对数值模拟的结果做出了分析,明确了发动机尾流场的排导特性。通过仿真分析明确了新型发射管发射火箭弹时燃气压强和速度在发射管内的分布情况。

仿真计算结果表明:该新型方形发射管不影响火箭弹的正常发射,能确保发射安全性,且导流结构能将燃气顺利向前排出。由此即可根据实际需求,通过流场仿真,设计合理的新型发射管,满足火箭炮无尾焰、小空间发射需求,为舰载火箭炮武器系统提供了参考。

参考文献

[1] 杨树兴,闫晓勇,熊芬芬. 炮兵火箭弹的发展趋势及相关控制问题[C]// 第二十九届中国控制会议论文集. 北京:中国自动化学会,2010.

[2] 王文贵.战争之神走进新的世纪战场——步入新世纪的火箭炮[J]. 国际展望,2002,439(3):48-52.

[3] 王建明,潘红华,许涛. 舰载火箭炮弹道风确定探讨[J]. 弹道学报,2004,16(1):11-15.

[4] 庄文许,马大为,乐贵高. 火箭炮在安装平台耦合干扰下的输出调节问题研究[J]. 兵工学报,2012,33(11):1373-1378.

[5] 林国问,马大为,朱孙科. 车载多管火箭炮发射系统基座的轻量化[J]. 弹道学报,2012,24(2):101-105.

[6] 于存贵,李自勇,王惠方,等. 船载火箭炮发射动力学仿真[J]. 弹道学报,2007,19(2):71-74.

[7] 王雷,马大为,周克栋,等. 防空火箭炮刚柔耦合发射动力学仿真[J]. 弹道学报,2012,24(4):72-76.

[8] 宋向华,张雳. 多管火箭炮密闭发射内弹道仿真[J]. 计算机仿真,2016,33(7):24-28.