

doi: 10.7690/bgzdh.2016.04.024

导弹垂直发射系统压力室结构完整性分析

郇笑寒¹, 瞿 军²

(1. 海军航空工程学院研究生五队, 山东 烟台 264001; 2. 海军航空工程学院飞行器工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 为了准确预示压力室在发射状态下的结构完整性, 对导弹垂直发射系统中的压力室进行结构完整性分析。介绍导弹垂直发射系统, 利用数值计算的方法对导弹燃气射流流场进行仿真模拟, 将得到的压强分布导入 ANSYS 结构分析软件得出计算结果, 并从应力、应变、形变 3 个方面对压力室结构进行力学分析。仿真结果表明: 压力室在承受 8 次发射工况后仍具有良好的结构完整性, 压力室的应力和形变主要集中在导流板顶端。该仿真结果可为压力室寿命评估工作提供参考。

关键词: 压力室; 结构完整性; 数值计算; 寿命评估

中图分类号: TJ768.2 **文献标志码:** A

Structural Integrity Analysis of Vertical Launching System Pressure Chamber

Bing Xiaohan¹, Qu Jun²

(1. No. 5 Brigade of Postgraduate, Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001, China;

2. Department of Aircraft Engineering, Naval Aeronautical Engineering Institute, Yantai 264001, China)

Abstract: In order to accurately analyze the structural integrity of vertical launching system pressure chamber, missile vertical launching system in the pressure chamber were structural integrity analysis. Introduced the missile vertical launching system, the flow field in the vertical launching system was calculated by the method of numerical calculation, will get the pressure distribution is imported into ANSYS structure analysis software calculation results, and from three aspects of stress, strain and deformation, the structure of pressure chamber is analyzed. The result shows that the pressure chamber has good performance after 8 launches the stress and deformation mainly distributed on the top of deflector. The simulation results can provide reference for life assessment of pressure chamber.

Keywords: pressure chamber; structural integrity; numerical calculation; life assessment

0 引言

由于垂直发射系统具有储弹量大、通用性好、发射率高、生存力强、全方位发射等诸多优点, 在全方位发射、多目标交战等综合能力上顺应了现代战争对武器装备的基本要求, 其潜力和优势被越来越多国家的关注和认可, 许多国家都积极投入对垂直发射系统的研发工作。当发射点火时, 喷管内将喷出大量高速、高温并且含有强烈腐蚀性的燃气流, 如果高温高速燃气流不能及时从发射系统内排除, 将会进入临近的发射箱内, 有可能对结构造成损坏, 甚至引燃助推器或者引爆弹头, 直接危及全舰的安危; 因此, 要求燃气排导系统能将燃气流通畅、安全地排导到舰外安全区域, 保证舰艇和发射的安全。

压力室是自推力导弹垂直发射装置燃气排导系统的重要组成部分, 导弹发射过程中压力室内的导流板可将燃气流转向 180°送入排气道^[1]。由于压力室在导弹发射过程中承受着较大的工作压力和最高

的工作温度, 和发射装置的其他部件相比, 更容易发生损伤。如果压力室不能有效地将燃气流排出, 会对导弹本身和发射装置造成巨大的损害。压力室作为最重要的厚壁部件之一, 其寿命的长短直接影响着整个垂直发射系统的性能^[2]; 因此, 分析压力室在发射状态下的结构完整性是发射系统寿命评估工作中不可或缺的一部分。

1 物理模型

导弹垂直发射燃气排导系统主要由压力室、排气道和舱口盖总成组成。其中标准单元压力室设有 8 个发射位, 分布成两排, 中间与排气道相连^[3]。由于导弹发射时其运动速度远低于尾部燃气流的速度, 当导弹的运动位移较小时可忽略其造成的流场变化, 而当导弹运动位移增加时燃气流对系统底部的压强将迅速减少; 因此, 计算导弹静态发射工况下的燃气流场能够模拟出压力室在工作过程中承受的严酷载荷^[4]。

在不影响流场运动状态的前提下对模型作如下

收稿日期: 2015-12-19; 修回日期: 2016-02-03

作者简介: 郇笑寒(1990—), 男, 山东人, 硕士, 工程师, 从事兵器科学与技术研究。

假设^[5]: 忽略弹体外突结构对流场的影响; 只考虑喷管扩张段, 喷管喉部给定入口条件; 认为燃气流是均质的混合气体。

整个计算区域采用结构化六面体网格划分, 计算网格如图 1 所示。

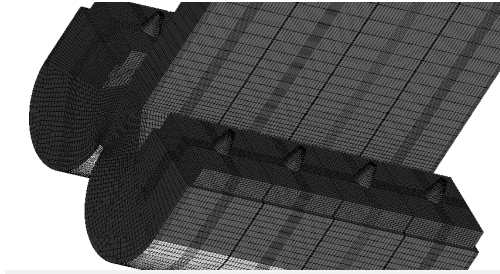


图 1 部分计算网格

2 燃气射流流场计算

通过对导弹垂直发射燃气排导系统内流场进行数值计算, 可以获得系统内流场参数分布, 为排导系统压力室的结构分析提供压力载荷^[6]。

2.1 计算模型

导弹燃气射流具有极高的马赫数, 为可压缩气体。在一般坐标系下, 根据雷诺 N-S 平均方程可以得出燃气射流的控制方程^[7]如式 (1) ~ 式 (3):

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = \\ & -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \nabla \cdot V + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right] + S_u; \quad (1) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho vu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = \\ & -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \nabla \cdot V + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + S_v; \quad (2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho wu)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho wv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = \\ & -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \nabla \cdot V + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \right] + S_w. \quad (3) \end{aligned}$$

以有限体积法为基础, 湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 二方程模型^[8], 如式 (4)、式 (5):

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho k u}{\partial x} + \frac{\partial \rho k v}{\partial y} + \frac{\partial \rho k w}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_k \frac{\partial k}{\partial x} \right) + \\ & \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_k \frac{\partial k}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu_k \frac{\partial k}{\partial z} \right) - \rho \varepsilon + P; \quad (4) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial \rho \varepsilon u}{\partial x} + \frac{\partial \rho \varepsilon v}{\partial y} + \frac{\partial \rho \varepsilon w}{\partial z} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\mu_\varepsilon \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} \right) + \\ & \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_\varepsilon \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\mu_\varepsilon \frac{\partial \varepsilon}{\partial z} \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} P - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{k}. \quad (5) \end{aligned}$$

式中: $\mu_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}$, $\mu_\varepsilon = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}$, μ 为物理黏性系数, μ_t 为涡黏系数; σ_k 、 σ_ε 分别为 k 和 ε 的有效 Prandtl 和 Schmidt 数; C_1 、 C_2 为常数。

2.2 流场计算结果

为了更真实地模拟出压力室在工作过程中承受的严酷载荷, 对标准单元压力室完成 8 个发射位发射工况下的流场进行计算, 压力室内压力场分布如图 2、图 3 所示。取 $Y=-0.658$ 、 $X=0.7$ 直线作为观察特征线, 特征线上压力曲线变化如图 4 所示。

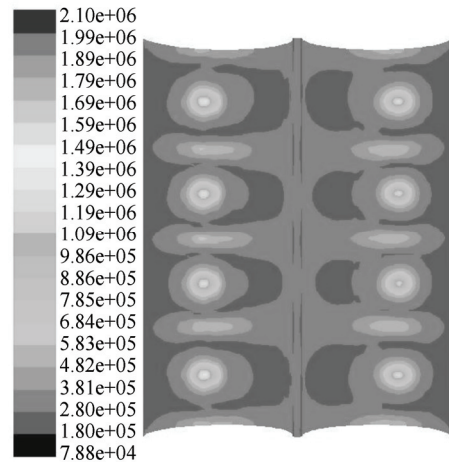


图 2 压力室底部压强分布

计算结果分析如下:

1) 由图 2 可以看出, 燃气射流冲击压力室底部产生正激波, 激波后压力急剧上升。压力室底部共有 8 个压力峰值, 值均为 1.4 MPa, 峰值出现的位置与燃气流直射区域一一对应。

2) 由图 3 可以看出, 超音速燃气射流受到压力室两侧壁面的约束, 在壁面的夹角处产生激波现象, 压力室侧面的最大压强为 0.58 MPa。

3) 从图 4 可以看出, 激波压力峰值后压力室底部压强向两侧骤减至 0.1 MPa, 燃气流直射区域内与外部的压差最大达到了 1.3 MPa。如此大的压

差可能会对压力室底部产生一定的破坏。

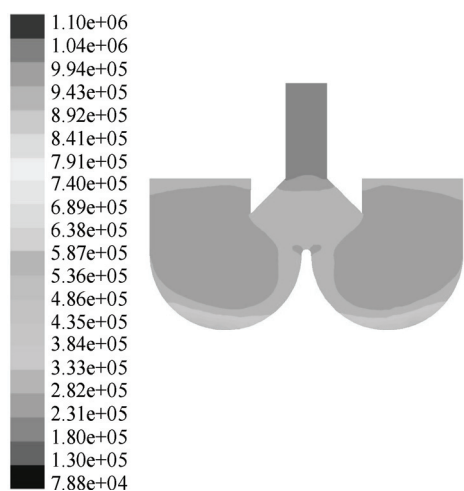


图 3 压力室侧壁压强分布

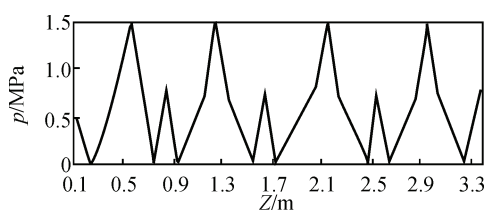


图 4 特征线压力变化曲线

3 压力室结构完整性分析

在导弹发射过程中，压力室承受了较大的燃气压强。为了分析压力室的结构完整性，需进行基于流场的结构计算。由于结构应变、位移对流场的影响较小，笔者忽略结构到流场的耦合^[9]。

将 FLUENT 计算网格及流场数据导入 ANSYS 进行结构计算；燃气压强载荷以及边界条件加载到压力室内壁；对排气道侧壁施加位移约束载荷^[10]，计算结果如图 5~图 10 所示。

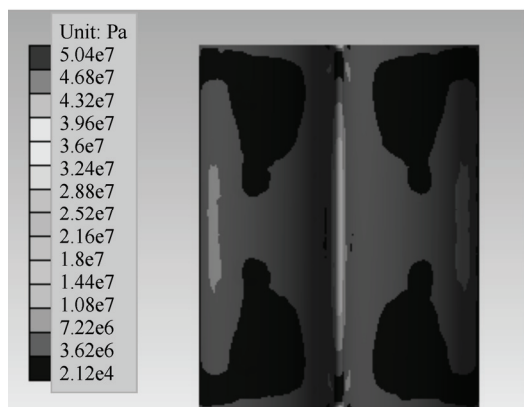


图 5 压力室底部应力分布

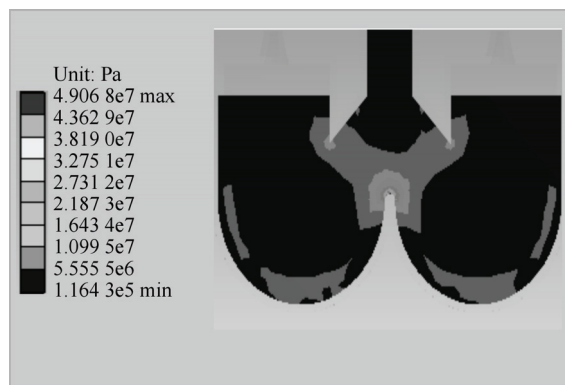


图 6 压力室侧面应力分布

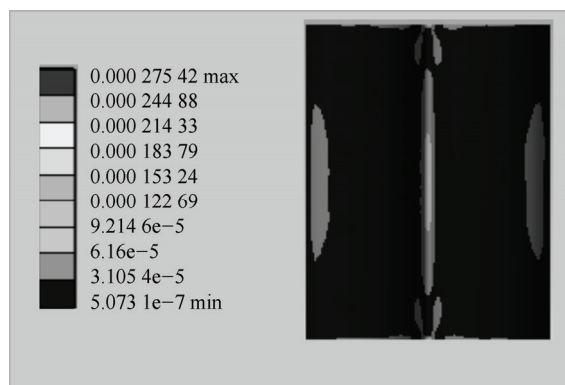


图 7 压力室底部应变分布

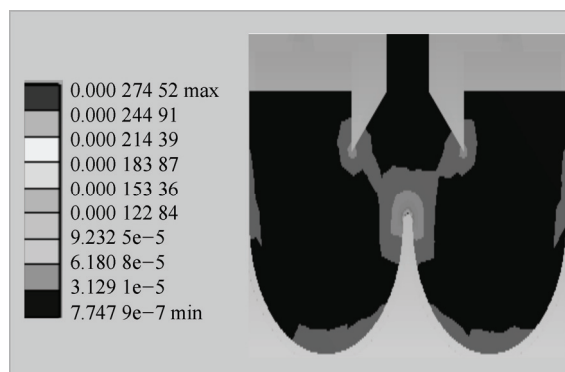


图 8 压力室侧面应变分布

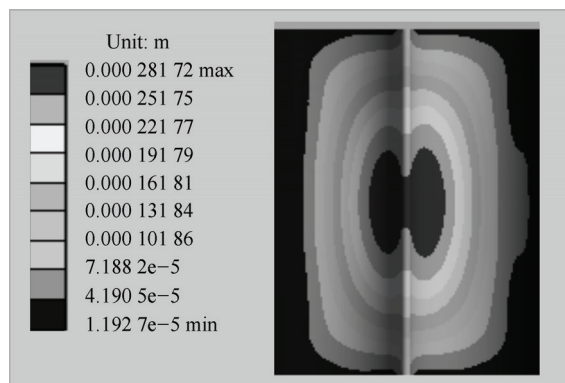


图 9 压力室底部形变分布

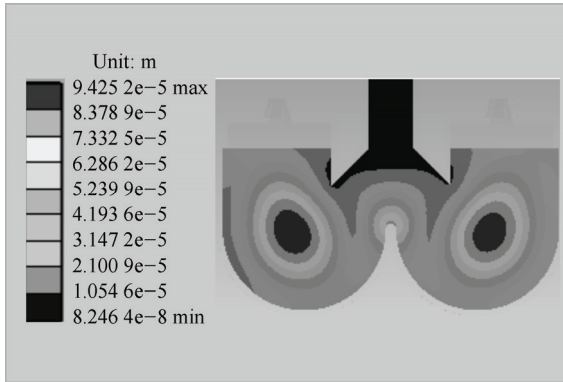


图 10 压力室侧面形变分布

计算结果分析:

1) 应力分析。

从图 5 和图 6 中可以看出, 排除个别由于网格畸形造成的应力突变点, 应力的最大值出现在压力室导流板顶端与侧面夹角处, 此处应力值为 46.8 MPa, 产生了非常明显的应力集中现象。压力室整体应力不大, 主要分布在压力室导流板顶端以及壁面夹角处。最大应力破坏判定依据为

$$\sigma_x < [\sigma] \quad (6)$$

式中: $[\sigma]$ 为许用应力, $[\sigma] = \sigma_s / n$, σ_s 为屈服极限, n 为安全系数。

由相关资料可知压力室各部位应力均小于材料的许用应力, 因此各部位均不会发生屈服破坏。

2) 应变分析。

发射过程中, 内压载荷会在压力室表面引起应变从而使压力室表面发射破坏。压力室表面产生裂纹的判据如下式所示:

$$D = 1.15 \frac{\varepsilon_\theta}{\varepsilon_m} > 1 \quad (7)$$

式中: ε_θ 为压力室表面应变; ε_m 为材料的极限应变。

由图 7 和图 8 中可以看出应变的最大值出现在压力室导流板顶端与侧面夹角处, 应变值为 $2.45e^{-4}$ 。这样的应变对于材料来说是非常小的, 并不会使压力室表面产生裂纹。

3) 形变分析。

从图 9 和图 10 可以看出, 压力室整体基本上都

发生了变形。压力室形变主要集中在导流板顶端中部区域, 最大位移为 0.251 mm, 压力室侧面最大位移为 0.094 mm。一般情况下按照压力室的形状和尺寸的设计, 能保证高速燃气流通过导流板进入排气道并最终排出发射装置, 以上计算所得到的压力室变形量对于整个压力室尺寸来说并不大; 因此不会对排导系统产生太大的危害, 但是导流板形变的增加会影响燃气流排气的通畅性, 从而导致排导系统的效率降低。

4 结束语

通过对仿真结果的分析, 可以得出以下结论:

- 1) 压力室在承受 8 次发射工况后仍具有良好的结构完整性;
- 2) 导弹发射过程中, 压力室内应力和形变的最大值均出现在导流板顶端, 压力室的结构应力防护应以导流板为主。该仿真结果可为压力室的寿命评估以及结构优化工作提供参考。

参考文献:

- [1] 姜毅. 舰载导弹垂直发射系统燃气流场的三维数值计算[J]. 北京理工大学学报, 2002(4): 24-27.
- [2] 文增辉. MK41 热发射的先锋[J]. 兵器知识, 2005(11): 56-58.
- [3] 林一平. 美国反舰导弹及其发射装置的改进[J]. 舰载武器, 1999(2): 17-18.
- [4] 吴利民. 舰载导弹发射系统燃气流场的数值模拟[J]. 舰船科学技术, 2003(2): 20-21.
- [5] B. Jodoin. Cold Spray Nozzle Mach Number Limitation[J]. Journal of Spray Technology, 2002(4): 497-507.
- [6] 张晓光, 王长辉, 刘宇, 等. 固体火箭发动机喉衬流场及热结构耦合分析[J]. 固体火箭技术, 2011(5): 580-583.
- [7] 许羚. 垂直发射装置内流场数值模拟[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2007: 27-28.
- [8] 妖昌仁, 唐国梁. 火箭导弹发射动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1998: 34-42, 45-48.
- [9] 张亮. 型国强. 某发动机结构完整性分析[C]. 中国宇航学会 2010 年固体火箭推进第 27 届年会论文集, 2010: 165-169.
- [10] 李兵尚, 丁浩杰, 姚勇, 等. 潜射导弹发射装置发射时的结构力学分析[J]. 中国舰船研究, 2009(3): 45-48.