



制退器对尾翼稳定制导炮弹的炮口扰动研究

姜 波,秦朝轩*,代小强,张 杰
(西南技术工程研究所,重庆 401329)

摘要:尾翼稳定制导炮弹经过炮口制退器时,制退器内部复杂的冲击波流场与尾翼随机装填姿态相互作用,进而影响炮弹初始飞行稳定性。针对此问题,以四片尾翼稳定制导炮弹为研究对象,建立了带反作用式炮口制退器的三维非定常流场模型。通过数值模拟研究了尾翼稳定炮弹出炮口过程的流场特性及尾翼受力情况,分析了尾翼与制退器侧孔不同相对角度下的压力分布规律,并利用混沌多项式方法对炮口扰动进行了不确定性量化分析。研究结果表明,尾翼姿态导致炮口流场呈现非对称分布,随着尾翼与侧孔相对角度的增大,翼片径向压力梯度显著增加,受力呈现随机性;扰动力矩近似服从正态分布,均值约为 $131 \text{ N}\cdot\text{m}$,导致弹丸出炮口产生约 0.011 rad/s 的初始角速度;尾翼姿态引起的扰动具有较大的不确定性,设计时应充分考虑其对炮弹飞行稳定性的影响,研究结果可为尾翼稳定制导炮弹的设计提供技术支撑。

关键词:制导炮弹;尾翼稳定;炮口扰动;流场分析;数值模拟

中图分类号:TJ413 文献标志码:A 文章编号:1004-499X(2026)03-0111-06

Study on Muzzle Disturbance of Tail-stabilized Guided Projectile With Muzzle Brake

JIANG Bo, QIN Chaoxuan*, DAI Xiaoqiang, ZHANG Jie

(Southwest Technology and Engineering Research Institute, Chongqing 401329 China)

Abstract: The interaction between the complex shock wave flow-field inside the muzzle brake and the random loading attitude of the tail fins affects the initial flight stability of tail-stabilized guided projectiles passing through the muzzle brake. Aiming at this problem, a four-fin tail-stabilized guided projectile was taken as the research object, and a three-dimensional unsteady flow-field model with a reaction-type muzzle brake was established. The flow field characteristics and tail fin forces during the projectile exiting the muzzle were studied through numerical simulation. The pressure distribution laws under different relative angles between the tail fins and the side holes of the brake were analyzed, and the uncertainty of the muzzle disturbance was quantitatively analyzed using the Polynomial Chaos (PC) method. The results show that the tail fin attitude leads to an asymmetric distribution of the muzzle flow field. As the relative angle between the tail fins and the side holes increases, the radial pressure gradient on the fins increases significantly, and the force exhibits randomness. The disturbance moment approximately follows normal distribution with a mean value of about $131 \text{ N}\cdot\text{m}$, resulting in an initial angular velocity of approximately 0.011 rad/s as the projectile exits the muzzle. The disturbance caused by the tail fin attitude exhibits significant uncertainty, which should be fully considered in the design for its impact on flight stability. The research results can provide technical support for the design of tail-stabilized guided projectile.

Key words: guided projectile; tail-stabilization; muzzle disturbance; flow field analysis; numerical simulation

在现代战争中,火炮系统仍然是战场不可或缺的重要武器。为了更好发挥火炮的间接火力支援作用,火炮的作战纵深和火力覆盖范围不断加大,打击精度不断提高。为减小发射后坐力,提高射击稳定性,地面火炮上普遍加装了侧向泄压的炮口制退器^[1-2]。火炮射击时,当弹丸到达炮口,身管内高温高压的火药气体涌入空间较大的制退器腔室,迅速膨胀为高速气流,并由侧向孔向外喷射,在气流经过制退器发射面阻挡时形成很大的反作用力,有效减小火炮的后坐动能。但是,加装炮口制退器以后,炮弹在炮口所受的气体动力学载荷变得尤其复杂,膛内高温高压燃气高速喷出炮口后形成欠膨胀非定常射流,并与炮口周围空气发生强烈相互作用,由此形成包含膨胀波、冲击波及涡流等复杂结构的炮口流场,炮口流场对炮弹的扰动成为影响炮弹射击精度的重要因素^[3-4]。

炮弹是火炮实现精确打击、远程压制和高效毁伤的重要载体,随着关键器件小型化水平、抗高过载能力^[5]和高动态性能的不断提,探测技术、计算机技术、导航与控制技术^[6]等逐步在中大口径炮弹上得到集成应用,推动了制导炮弹技术的发展。目前,尾翼稳定是高膛压火炮发射的中大口径制导炮弹的主要稳定方式^[7-9],是精确制导炮弹实现精确打击、远程压制和高效毁伤的首要条件。受尾翼翼片数量的限制和非连续性布局的影响,当随机装填发射的尾翼稳定制导炮弹经过炮口制退器时,尾翼翼片和制退器侧孔位置关系不确定,致使火药气体在炮口制退器处流动时进一步加剧了制导炮弹扰动的复杂程度,炮口流场更加复杂多变^[10],给制导炮弹实现精确打击带来更大的挑战。

学者们对炮口扰动问题开展了深入研究,孙章毅^[11]分析了迫击炮发射条件中射角和弹丸装药号对炮口扰动的影响,发现使用较小号装药配合较小的射角,可以有效降低一发射击时产生的炮口扰动,提高射击精度。孙吉等^[12]分析了战车行进间射击时炮口扰动特性。王登等^[13-15]分析了炮口制退器对转管武器的扰动特性,在射击初始阶段,加炮口制退器的转管炮炮口扰动比不加炮口制退器的炮口扰动更剧烈。

某型制导炮弹采用尾翼稳定方式,炮弹在膛内的运动过程中,四片尾翼折叠在尾翼槽中,受弹上闭气环作用,火药气体封闭在炮膛内,作用在翼片及翼片槽上的压力近似均匀分布。当尾翼运动到炮口处,由于制退器腔室及侧向孔隙结构,闭气环失去闭

气作用,火药气体由制退器喷出,与炮口空气相互作用形成复杂流场,产生不平衡力,对尾翼产生扰动,由于炮弹在装填时姿态不确定,因而尾翼在炮口处的姿态也不确定,受到的扰动力情况也较为复杂,当弹丸完全出炮口后,尾翼张开,扰动作用完毕,由尾翼对弹丸进行稳定。本文以该种四片尾翼稳定结构的制导弹为例,通过仿真分析火炮发射时反作用式炮口制退器的气体流场,研究了在典型发射场景下尾翼姿态对制导炮弹初始扰动的影响。

1 炮口流场建模

本文以带反作用式炮口制退器的大口径火炮发射尾翼稳定制导炮弹为研究对象,首先对尾翼稳定制导炮弹发射时的炮口流场进行建模,尾翼与炮口制退器的三维模型如图1所示。

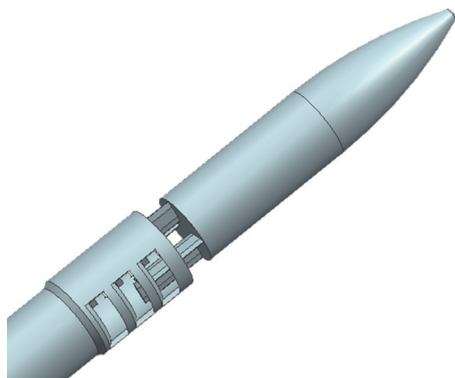


图1 尾翼与炮口制退器三维模型

Fig. 1 Three-dimensional model of tail and muzzle brake

忽略火药气体间的化学反应,将大气和火药气体视为同一介质的理想气体。根据炮口流场特征建立压缩、非定常流动的三维 $N-S$ 方程:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (E+p)u \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (E+p)v \end{pmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (E+p)w \end{pmatrix}$$

式中: ρ 为气体密度; u,v,w 分别为 x,y,z 方向上的速度分量; p 为气体压强;总能量 $E=\frac{p}{\gamma-1}+\frac{1}{2}\rho(u^2+v^2+w^2)$, γ 为理想气体绝热指数。理想气体状态方程为

$$p=\rho RT$$

式中: R 为气体常数, T 为热力学温度。

反作用式炮口制退器腔室直径较小,一般不布置反射挡板或反射挡板的尺寸较小,侧排采用多孔布置,便于排出更多气体。通过三维建模软件建立的尾翼与炮口制退器三维模型如图 1 所示。炮口流场仿真计算时采用的外流域为一个长 13.6 m、半径 5 m 的圆柱体,整个计算域采用的是四面体非结构化网格,网格划分过程中,设置的最大网格尺度为 256 mm,最小网格尺度为 1 mm,炮弹壁面添加了边界层网格,最终网格总量约为 1 400 万,网格模型如图 2 所示。

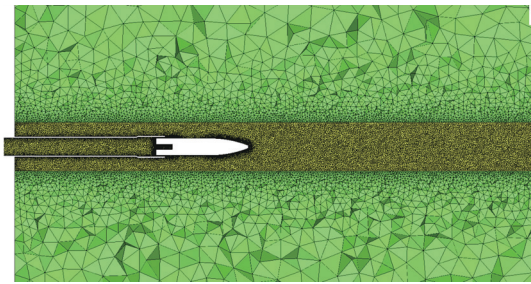


图 2 网格模型
Fig. 2 Mesh model

边界条件设置如下:流场的外边界定义为压力出口,赋予大气压,身管、炮口制退器和炮弹设为壁面,通过 UDF 赋予身管内高压作为初始条件。火炮发射过程中膛内气体的流动是典型的非定常流动问题,选用基于密度的隐式瞬态求解器进行求解,湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 模型,控制方程和边界条件采用一阶迎风格式求解。

2 炮口流场仿真分析

设置身管内压力为 65 MPa,采用上述仿真模型,对尾翼稳定炮弹出炮口过程进行数值模拟。图 3 为尾翼稳定炮弹经过炮口制退器时的膛口速度和压力云图。高温高压火药气体推动尾翼稳定炮弹穿越炮口制退器的过程中,受炮口制退器的分流影响,制退器内部的流场结构极其复杂,膛内火药气体推动弹丸向前运动,同时部分气体从制退器侧孔流出。

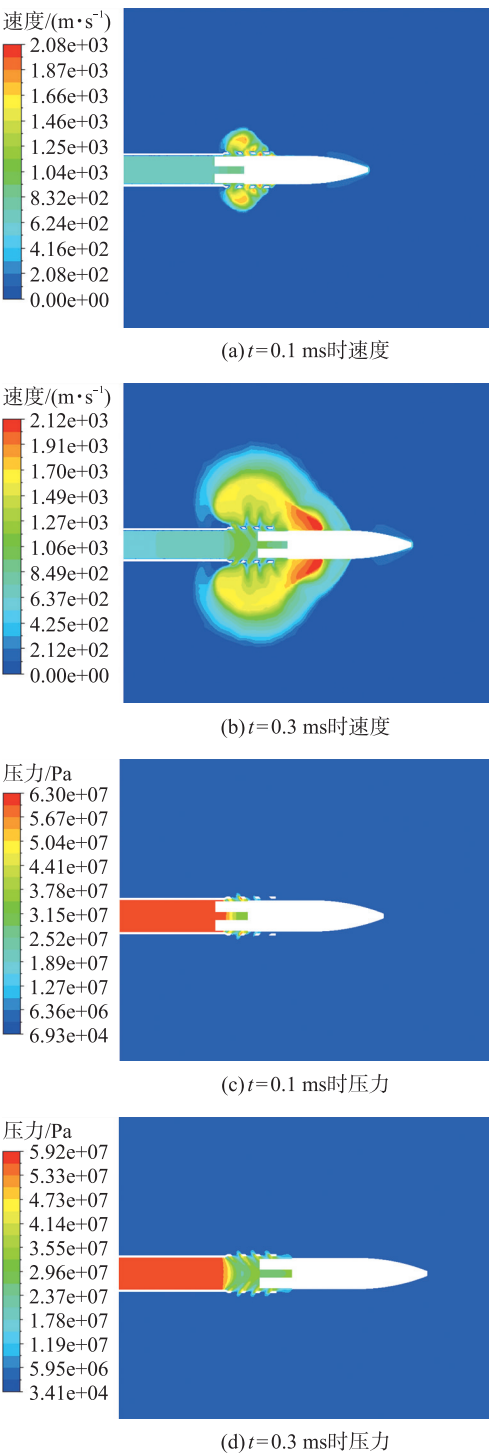


图 3 X-Y 截面膛口速度和压力云图
Fig. 3 Muzzle velocity and pressure contours in the X-Y plane

在 $t=0.1\text{ ms}$ 时,如图 3(a) 和图 3(c) 所示,尾翼已部分进入制退器中,部分气体从制退器侧孔流出,侧孔内外两侧的气流均具有较大的速度,最大达到 2 000 m/s,同时马赫盘开始逐步形成。在 $t=0.3\text{ ms}$ 时,如图 3(b) 和图 3(d) 所示,尾翼已部分离开制退

器,高压火药气体继续从制退器腔内迅速进入侧孔,由于腔室容积增大,在侧孔处急剧膨胀加速,形成瓶状激波结构。

图 4 给出了尾翼稳定炮弹经过炮口制退器时 Y-Z 截面上翼片与膛口不同相对位置的压力云图。

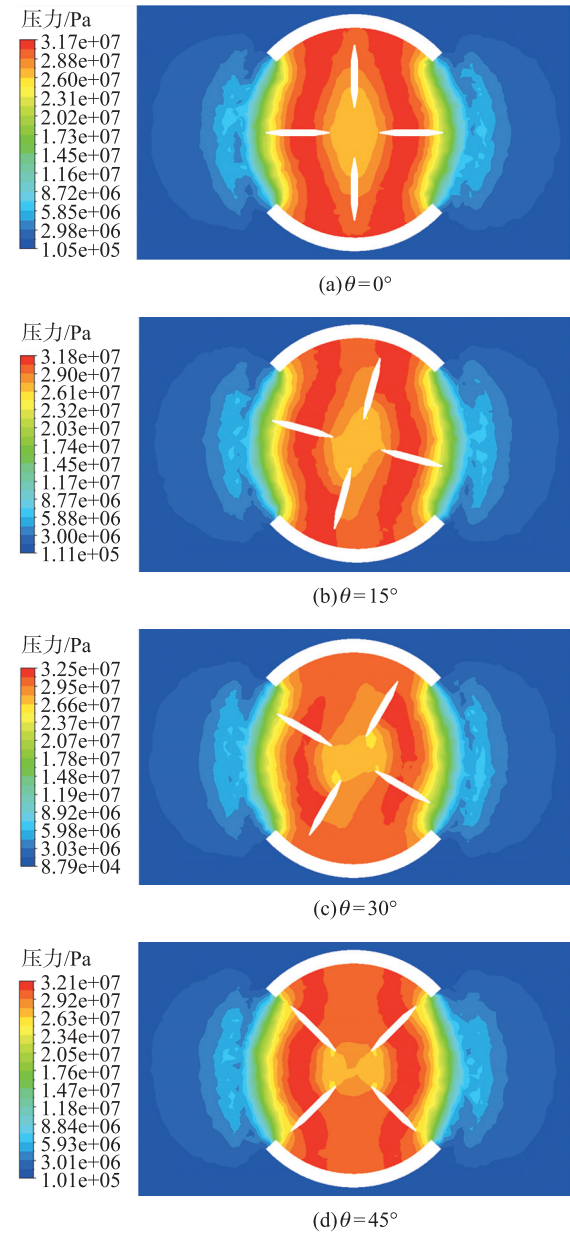


图 4 Y-Z 截面上翼片与膛口不同相对位置压力云图
Fig. 4 Pressure contours on the Y-Z cross section at different relative angles between the tail fins and side holes

当尾翼片与制退器侧向孔的相对角度 $\theta=0^\circ$ 时,尾翼片位于制退器的对称位置,火药燃气从侧孔均匀喷出,因此翼片两侧压力呈现对称分布;当 $\theta=15^\circ$ 时,尾翼片偏离制退器的对称位置 15° ,火药燃气从侧孔不均匀喷出,导致翼片两侧压力分布不均匀,其

中靠近侧孔的一面火药燃气向孔外的流出使得压力下降比较快,由于尾翼片对火药燃气的阻挡,靠近制退器腔壁的一面压力下降比较慢,尾翼片径向压力梯度约 4 MPa;当 $\theta=30^\circ$ 时,尾翼片偏离制退器的对称位置增大,尾翼片径向的压力梯度达到 7 MPa,不对称性明显增强,压力梯度增加;当 $\theta=45^\circ$ 时,尾翼片径向的压力梯度达到 9 MPa,不对称性显著增强,对炮弹的扰动增大。

表 1 和图 5 给出了不同装填条件下,翼片与膛口不同相对角度、不同时刻下尾翼受力情况的部分数据。表中, F_y 为 y 向尾翼受力, F_z 为 z 向尾翼受力, F 为尾翼所受径向合力。从表中数据可知,尾翼的受力呈现随机变化,这是因为影响尾翼受力的因素较多,不仅与燃气的流动情况有关,还与运动的时间、翼片与膛口的相对角度等有关,因此制退器对炮口的扰动也是随机的。由图 5 可看出,尾翼受力状况呈近似随机分布。

表 1 不同相对位置、不同时刻尾翼受力情况
Table 1 Tail-fin forces at different relative angles and times of the tail force table

$\theta/(^\circ)$	t/ms	F_y/N	F_z/N	F/N
0	0.1	-142	503	522
15	0.2	169	137	217
15	0.3	216	-78	230
30	0.3	27	-185	187
30	0.4	-71	185	198
45	0.4	78	520	525

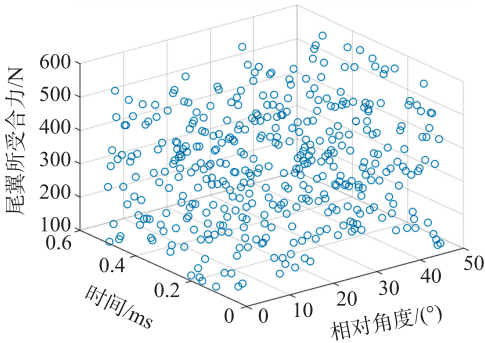


图 5 不同相对角度、不同时刻尾翼受力情况
Fig. 5 Tail-fin forces at different relative angles and times

3 炮口制退器对尾翼稳定炮弹扰动的量化分析

当弹丸在膛内运动至出炮口时,弹带以及闭气环出膛,尾翼受到的径向压力会对质心形成扰动力矩。尾翼与制退器侧向孔的相对角度 θ 可视为不确定参

数,本文假定其为均匀分布。考虑到弹丸的对称性,在量化分析时,可将尾翼的姿态拆解为 $0^\circ \sim 45^\circ$ 4组相同状态的叠加,因此,在分析中仅考虑 $0^\circ \sim 45^\circ$ 时炮弹受到的扰动。通过仿真获得的尾翼片径向压力梯度可计算出尾翼所受到的扰动力矩。

由于尾翼的径向受力呈现随机变化,本文采用混沌多项式 (polynomial chaos, PC) 法,量化分析炮口制退器对尾翼稳定炮弹的扰动^[16]。PC 相当于将随机变量表示为一组正交多项式的加权和,构建一个随机代理模型,不确定性传播就直接在这个代理模型上进行,该方法能够精确描述任意分布形式的随机变量的随机性,是一种非常有效的基于随机展开的不确定性分析方法,适用于量化小样本的不确定性。PC 方法最早由 Wiener 提出,利用 Hermite 正交多项式构建 PC 模型。为了使 PC 方法可适应多种不同的输入分布类型, XIU 等^[17] 根据各随机分布类型概率密度函数与正交多项式权函数一一对应的关系,利用不同类型的正交多项式基函数来构建混合正交多项式,即广义的 PC 方法。其中,不同类型的正交多项式对应不同的随机输入分布类型。

广义 PC 模型可表示为

$$Y(\theta) = b_0 \Phi_0 + \sum_{i_1=1}^{\infty} b_{i_1} \Phi_1(\xi_{i_1}(\theta)) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} b_{i_1 i_2} \Phi_2(\xi_{i_1}(\theta), \xi_{i_2}(\theta)) + \sum_{i_1=1}^{\infty} \sum_{i_2=1}^{i_1} \sum_{i_3=1}^{i_2} b_{i_1 i_2 i_3} \Phi_3(\xi_{i_1}(\theta), \xi_{i_2}(\theta), \xi_{i_3}(\theta)) + \dots$$

式中: $\Phi_n(\xi_{i_1}(\theta), \dots, \xi_{i_n}(\theta))$ 为 n 阶混合正交多项式, ξ 为标准随机变量, b 为 PC 系数。

将样本集合 $\mathbf{X}^S$ 从原随机空间变换到标准随机空间 (如表 1 所示):

$$\xi_{ji}^S = T_i(\mathbf{X}_{ji}^S)$$

式中: $i=1, 2, \dots, d; j=1, 2, \dots, N; T_i(\mathbf{X}_{ji}^S)$ 表示将样本集合 $\mathbf{X}^S$ 中各样本点的第 i 维从原随机空间到标准随机空间的映射变换函数。原样本 $\mathbf{X}^S$ 变换为 $\xi^S = (\xi_1^S \dots \xi_j^S \dots \xi_N^S)^T$ 。

将上述标准随机样本 ξ^S 和相应的真实函数响应值 $\mathbf{G}$ 代入 PC 模型两端,得:

$$\begin{pmatrix} \Phi_0(\xi_1^S) & \Phi_1(\xi_1^S) & \dots & \Phi_p(\xi_1^S) \\ \Phi_0(\xi_2^S) & \Phi_1(\xi_2^S) & \dots & \Phi_p(\xi_2^S) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \Phi_0(\xi_N^S) & \Phi_1(\xi_N^S) & \dots & \Phi_p(\xi_N^S) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} b_0 \\ b \\ \vdots \\ b_p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} g(\mathbf{X}_1^S) \\ g(\mathbf{X}_2^S) \\ \vdots \\ g(\mathbf{X}_N^S) \end{pmatrix}$$

简化为

$$\mathbf{A}\mathbf{b} = \mathbf{G} \quad (2)$$

基于式 (2), 利用最小二乘法计算 PC 系数:

$$\mathbf{b} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{G}$$

当得到 PC 系数后, 可用以下解析表达式非常方便地计算输出响应 y 的前两阶统计矩。

$$\begin{aligned} \mu_y &= E[y] = \sum_{i=0}^p b_i E[\Phi_i(\xi)] = b_0 \\ \sigma_y^2 &= E[y^2] - E[y]^2 = E\left[\left(\sum_{i=0}^p b_i \Phi_i(\xi)\right)^2\right] = \sum_{i=1}^p b_i^2 E[\Phi_i^2(\xi)] \end{aligned}$$

基于上述对尾翼姿态的辨识与表征, 结合炮口流场仿真计算结果, 对尾翼角度运用拉丁超方采样得到相应数据, 将结果代入上述混沌多项式方法, 选择多项式阶数为 2 阶, 对多项式进行求解, 最终得到炮弹受到扰动的数据, 计算得到不确定性量化结果如图 6 所示。可以看出弹体最终受到的扰动力趋于正态分布。根据计算结果可以得到如下结论:

①扰动在 $141 \sim 144 \text{ N}\cdot\text{m}$ 出现的概率最高, 约为 8%, 扰动在 $112 \sim 150 \text{ N}\cdot\text{m}$ 范围内的概率为 68.3%, 在 $74 \sim 189 \text{ N}\cdot\text{m}$ 范围内的概率为 99.7%;

②尾翼姿态对炮弹扰动力矩的均值约为 $131 \text{ N}\cdot\text{m}$, 中位数为 $135 \text{ N}\cdot\text{m}$, 方差为 $19 \text{ N}\cdot\text{m}$, 峰值约为 $187 \text{ N}\cdot\text{m}$, 近似正态分布 $N(131, 19^2)$, 根据扰动力矩可以计算求出弹丸出炮口后会绕质心产生约 0.011 rad/s 的初始角速度;

③尾翼姿态对膛口流场有很大的影响, 进而导致对炮弹的扰动方差较大, 有着极大的波动, 在设计时如果只考虑扰动的均值或中位数, 则将对炮弹出炮口的飞行稳定性产生极大的影响。

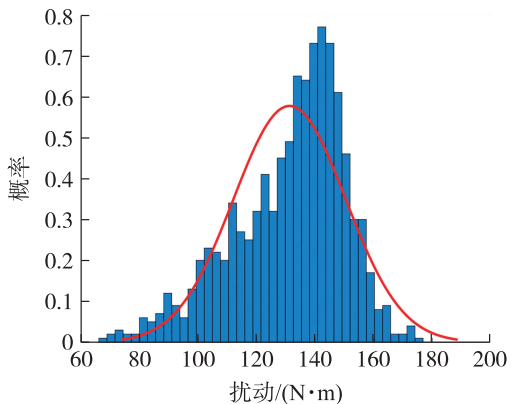


图6 尾翼姿态的随机扰动

Fig. 6 Disturbance caused by tail

在某制导炮弹的飞行试验过程中,通过雷达测试数据分析,出现个别弹丸出炮口时横向章动加速度较大,经分析排查,确认产生的原因是由于炮口处制退器产生的扰动造成的,因此,本文的分析可为制导炮弹的设计提供相应依据。

4 结束语

本文针对尾翼稳定弹出炮口经过炮口制退器时受到的扰动情况,首先建立了尾翼稳定制导炮弹发射时的炮口流场模型,对尾翼稳定炮弹出炮口过程进行数值模拟,分析因尾翼姿态不同引起的膛口流场变化,之后采用混沌多项式法量化分析了炮口制退器对尾翼稳定炮弹的扰动,探究了尾翼稳定弹受到扰动的规律。研究表明,尾翼姿态对炮弹造成的扰动具有极大的不确定性,产生的扰动力矩均值约为 $131 \text{ N} \cdot \text{m}$,出炮口产生的初始扰动约为 0.011 rad/s ,后续炮弹总体设计应充分考虑该扰动带来的影响,进而提高炮弹的稳定性。

参考文献

- [1] 李贵虎,李振新,赵俊魁,等. 钢钛复合结构炮口制退器研究[J]. 机械工程与自动化,2022,233(4):35-37.
LI Guihu, LI Zhenxin, ZHAO Junkui, et al. Research on muzzle brake with steel-titanium composite structure [J]. Mechanical Engineering & Automation, 2022, 233(4): 35-37. (in Chinese)
- [2] 周文卿,王双磊,巩博瑞,等. 炮口制退器研究现状及发展趋势[J]. 火炮发射与控制学报,2023,44(4):99-104.
ZHOU Wenqing, WANG Shuanglei, GONG Borui, et al. The present and future of the research on muzzle brakes[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2023, 44(4): 99-104. (in Chinese)
- [3] 孙冲. 张开式尾翼弹膛口流场三维数值模拟研究[D]. 沈阳: 沈阳理工大学,2016.
SUN Chong. Research on the muzzle flow field with the fin-stabilized opening device through the three-dimensional numerical simulation[D]. Shenyang: Shenyang Ligong University, 2016. (in Chinese)
- [4] 赵佳俊,郭张霞,赵秀和,等. 基于 CFD 的炮口制退器侧孔射流研究[J]. 火炮发射与控制学报,2021,42(4):13-17,22.
ZHAO Jiajun, GUO Zhangxia, ZHAO Xiuhe, et al. Research of the airflow from muzzle brake side holes based on CFD[J]. Journal of Gun Launch & Control, 2021, 42(4): 13-17, 22. (in Chinese)
- [5] 钱立志,蒋滨安,郭佳晖. 信息化炮弹抗高过载设计方法[J]. 兵工学报,2023,44(5):1310-1320.
QIAN Lizhi, JIANG Bin'an, GUO Jiahui. Anti-high-overload design method of information projectile[J]. Acta Armamentarii, 2023, 44(5): 1310-1320. (in Chinese)
- [6] 董晓芬. 制导炮弹滚转姿态测量及自抗扰控制系统研究[D]. 太原: 中北大学,2022.
DONG Xiaofen. Research on roll attitude measurement and ADRC system of guided projectile [D]. Taiyuan: North University of China, 2022. (in Chinese)
- [7] 蔺翔宇. 欠驱动翼筒结构尾翼稳定弹姿态控制研究[D]. 南京: 南京理工大学,2021.
LIN Xiangyu. Research on attitude control of under-actuated tail projectile using barrel-fin [D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2021. (in Chinese)
- [8] 史金光. 炮弹弹道设计与控制弹道特性研究[D]. 南京: 南京理工大学,2008.
SHI Jinguang. Design of gliding trajectory and the study of controllable ballistic characteristics for projectile [D]. Nanjing: Nanjing University of Science & Technology, 2008. (in Chinese)
- [9] 原丽萍. 尾翼稳定弹改进的质点弹道仿真模型[J]. 弹箭技术, 1997(3):43-52.
YUAN Liping. The improved particle trajectory simulation model of the fin-stabilized projectile[J]. Projectile and Arrow Technique, 1997(3): 43-52. (in Chinese)
- [10] 孙全兆,范社卫,王殿荣,等. 某突击炮炮口流场数值模拟研究[J]. 弹道学报,2019,31(4):63-67.
SUN Quanzhao, FAN Shewei, WANG Dianrong, et al. Numerical study of muzzle flow field of assault gun[J]. Journal of Ballistics, 2019, 31(4): 63-67. (in Chinese)
- [11] 孙章毅. 迫击炮发射条件对炮口扰动的影响分析[J]. 指挥控制与仿真,2023,45(2):69-75.
SUN Zhangyi. Analysis of influence of firing conditions of mortar on muzzle disturbance[J]. Command Control & Simulation, 2023, 45(2): 69-75. (in Chinese)
- [12] 陈吉,葛建立,谢润,等. 某防御战车行进间射击炮口动态扰动特性研究[J]. 兵器装备工程学报,2020,41(10):86-90.
CHEN Ji, GE Jianli, XIE Run, et al. Research on muzzle disturbance of missile-gun integrated vehicle during firing on move[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(10): 86-90. (in Chinese)
- [13] 王登,高跃飞,王振嵘,等. 炮口制退器对转管武器炮口扰动的影响[J]. 机械设计,2019,36(S1):84-88.
WANG Deng, GAO Yuefei, WANG Zhenrong. Effect of muzzle brake on muzzle disturbance in gatling guns [J]. Journal of Machine Design, 2019, 36(S1): 84-88. (in Chinese)
- [14] 王振嵘. 炮口制退器在转管武器上的应用研究[D]. 太原: 中北大学,2019.
WANG Zhenrong. Application research of the muzzle brake in revolving barrel weapons [D]. Taiyuan: North University of China, 2019. (in Chinese)
- [15] 谢锋,魏立新,朱延飞,等. 转管火炮炮口扰动对射击密集度的影响分析[J]. 舰船科学技术,2018,40(21):153-155.
XIE Feng, WEI Lixin, ZHU Yanfei, et al. The effect analysis of muzzle vibration on firing density of gatling gun [J]. Ship Science and Technology, 2018, 40(21): 153-155. (in Chinese)
- [16] 熊芬芬,陈江涛,任成坤,等. 不确定性传播的混沌多项式方法研究进展[J]. 中国舰船研究,2021,16(4):19-36.
XIONG Fenfen, CHEN Jiangtao, REN Chengkun, et al. Recent advances in polynomial chaos method for uncertainty propagation[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2021, 16(4): 19-36. (in Chinese)
- [17] XIU D, KARNIADAKIS G E. Modeling uncertainty in flow simulations via generalized polynomial chaos [J]. Journal of Computational Physics, 2003, 187: 137-167.