

推力偏心对精确制导火箭弹的弹道影响仿真*

徐敬青¹, 齐杏林¹, 王军波², 陈志文³

(1 解放军军械工程学院, 石家庄 050003; 2 63961 部队, 北京 100012;

3 总装备部防化局驻成都和贵阳地区军事代表室, 成都 610041)

摘要:为了研究推力偏心对精确制导火箭弹弹道的影响,通过对推力偏心的几何分析,建立了推力偏心的数学模型。采用蒙特卡洛法对火箭弹进行射击仿真实验。在推力偏心影响下,通过调整射角分别得到了在三个射角下主动段弹道散布情况,证明射角对距离散布较大;进行了燃气推力偏心和几何推力偏心对弹道散布的影响仿真,证明燃气推力偏心对弹丸的方向散布影响较大;进行了推力偏心对全弹道散布的影响仿真,证明全弹道散布超过了末制导的捕获域。

关键词:精确制导火箭弹;弹道;推力偏心;散布

中图分类号:TJ7 **文献标志码:**A

The Simulation of the Influence of Thrust Misalignment on Trajectory of Precision Guided Rocket

XU Jingqing¹, QI Xinglin¹, WANG Junbo², CHEN Zhiwen³

(1 Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China; 2 No. 63961 Unit, Beijing 100012, China;

3 Military Representation Office of General Armaments Department in Chengdu and Guiyang Area, Chengdu 610041, China)

Abstract: To study the influence of thrust misalignment on trajectory of precision guided rocket, the thrust misalignment was geometrically analyzed, and the math model was built. The shooting test was done by Monte Carlo. Three results of powered course dispersion were obtained by changing angle of fire under the effect of thrust misalignment, and it is proved that angle of fire has bad effect on distance dispersion. The dispersion of powered course was simulated under the effect of gas misalignment and geometry misalignment, and the result proves thrust misalignment has bad effect on direction dispersion. The dispersion of final trajectory was obtained, and the result proves that dispersion scope is larger than the capture territory.

Keywords: precision guided rocket; trajectory; thrust misalignment; dispersion

0 引言

火箭弹在飞行过程中,尤其是在主动段,会受到各种因素的干扰,导致火箭弹的弹道参数偏离预定的弹道而产生散布。这些干扰一般都是随机的,主要有火箭弹离开发射装置瞬时的初始扰动、发动机推力偏心、风、导弹质量分布的不对称性和弹体气动外形的不对称性等。精确制导火箭弹采用复合中制导+激光末制导的方式实现精确打击。由于火箭弹主动段散布对全弹道的散布影响占主要部分,因此分析主动段散布的影响因素对制导控制系统的研究具有重要意义。以下主要针对该弹在推力偏心影响下的弹道散布进行研究,为制导控制系统的设计提供依据,并为进一步计算射击精度做准备。

1 精确制导火箭弹工作原理

精确制导火箭弹的工作原理是:前沿侦察兵发现目标后,使用激光测距仪测定目标方位和距离,并向射击指挥部报告请求发射,精确制导火箭弹随动驱动及控制系统根据火控计算机提供的射击诸元调整射角、射向,发控系统根据火控计算机提供的射击诸元装定精确制导火箭弹。火箭弹装定完毕后,按指挥部命令等待发射。射手根据指挥员命令发射火箭弹,发射瞬间,通过发射阵地的射击指挥系统给前沿观察所发出“发射了”信号。精确制导火箭弹起飞至预定点,主弹体和发动机分离,分离后主弹按照发射前装定的基准开始修正弹道,待弹道倾角达到一定角度值时进入滑翔增程段,直到接近目标并进入捕获域。前沿观

* 收稿日期:2011-06-07

作者简介:徐敬青(1983-),男,山东胶南人,博士研究生,研究方向:弹载机电系统分析与设计。

察所接收到炮阵地的“发射了”的信号后,在弹丸飞抵目标前,激光目标指示测距仪根据其装定的延迟时间自动接通,向目标发射激光束。导引头接收从目标反射回来的激光光束,引导主弹体命中并毁伤目标。其外弹道全弹道分为 6 个弹道段,即火箭助推段(主动段)、主弹体自由飞行段、中制导段(弹道修正、惯性制导滑翔)、末端制导段(见图 1)。

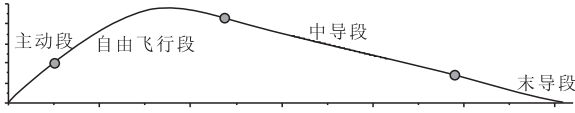


图 1 精确制导火箭弹全弹道示意图

精确制导火箭弹在主动段与其他火箭弹一样受到各种扰动因素的影响,另外还受到发动机分离扰动的影响,因此主动段的散布情况影响着制导控制系统的设计,有必要分析其在各扰动因素下主动段末端的散布情况。

2 推力偏心数学模型

精确制导火箭弹的发动机推力偏心是指全弹的质心到发动机推力矢量之间的距离,此距离是一个空间矢量,由于发动机的不断燃烧,质心位置也在不断移动,另外,发射药的燃烧速度也是变化的,因此其大小和方向随时间随机变化。推力偏心一般由几何推力偏心和燃气推力偏心两部分组成。前者是由于发动机壳体、喷管等部件的几何尺寸偏差诸因素引起的,造成推力作用线同弹体的几何轴线可能不同轴,形成几何偏心 d_g ,见图 2(a),其中 δ_g 为几何推力偏心的初始方位角。燃气推力偏心距是由于发动机装药燃烧异常导致排除的燃气流不均匀,导致喷气流总的动量矢量与弹体的几何轴线存在一个推力偏角 ε ,同时与几何轴线之间也形成一个初始方位角 δ_j (当存在几何推力偏心时, δ_j 为喷流动量矢量与沿弹轴方向推力矢量的夹角),同时产生燃气流的气动偏心 d_j ,见图 2(b)。总的推力偏心用 d 表示,几何偏心 d_g 和气动偏心 d_j 的矢量和就是推力偏心 d :

$$d = d_g + d_j \tag{1}$$

一般情况下,推力偏心 d 引起的扰动力要比它对精确制导火箭弹质心形成的力矩对飞行弹道的影响小得多,通常不予考虑。推力偏心矩可写成:

$$\Delta M_p = d \times P \tag{2}$$

上式的标量形成为:

$$\begin{bmatrix} \Delta M_{px1} \\ \Delta M_{py1} \\ \Delta M_{pz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -d_{z1} & d_{y1} \\ -d_{z1} & 0 & -d_{x1} \\ -d_{y1} & -d_{x1} & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{x1} \\ P_{y1} \\ P_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -P_{y1}d_{z1} + P_{z1}d_{y1} \\ P_{x1}d_{z1} - P_{z1}d_{x1} \\ -P_{x1}d_{y1} + P_{y1}d_{x1} \end{bmatrix} \tag{3}$$

式中: ΔM_{px1} 、 ΔM_{py1} 、 ΔM_{pz1} 为推力偏心矩 ΔM_p 在弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 各轴上的分量; P_{x1} 、 P_{y1} 、 P_{z1} 为推力 P 在弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 各轴上的分量; d_{x1} 、 d_{y1} 、 d_{z1} 为推力偏心 d 在弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 各轴上的分量。

将燃气流的气动偏心 d_j 在弹体坐标系上分解可得,并用 d_{jx1} 、 d_{jy1} 、 d_{jz1} 表示可得:

$$\begin{bmatrix} d_{jx1} \\ d_{jy1} \\ d_{jz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_T \\ L_T \tan \varepsilon \cos \delta_j \\ L_T \tan \varepsilon \sin \delta_j \end{bmatrix} \tag{4}$$

式中 L_T 为质心到喷喉断面的距离。几何偏心 d_g 在弹体坐标系上的分量可以从图 2 中推得,最终得到推力偏心 d 在弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 各轴上的分量 d_{x1} 、 d_{y1} 、 d_{z1} 。

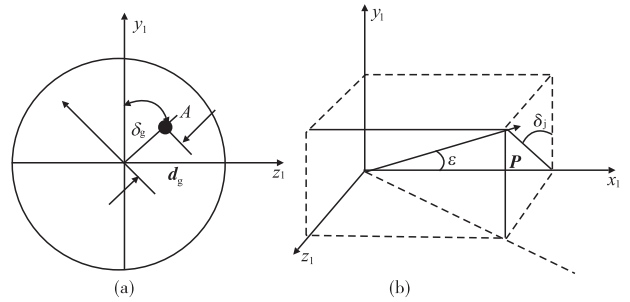


图 2 推力偏心几何关系示意图

$$\begin{bmatrix} d_{x1} \\ d_{y1} \\ d_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_T \\ d_g \cos \delta + L_T \tan \varepsilon \cos \delta_j \\ d_g \sin \delta + L_T \tan \varepsilon \sin \delta_j \end{bmatrix} \tag{5}$$

根据前述可知推力 P 在弹体坐标系 $Ox_1y_1z_1$ 各轴上的分量 P_{x1} 、 P_{y1} 、 P_{z1} ,通过 δ_j 和 δ_g 写成:

$$\begin{bmatrix} P_{x1} \\ P_{y1} \\ P_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \cos \varepsilon \\ P \sin \varepsilon \cos \delta_j \\ P \sin \varepsilon \sin \delta_j \end{bmatrix} \tag{6}$$

由于精确制导火箭弹是低速旋转,则需要将 ΔM_p 投影从弹体坐标系投影到准弹体坐标系 $Ox_4y_4z_4$ 上,则扰动力矩如下:

$$\begin{bmatrix} \Delta M_{px4} \\ \Delta M_{py4} \\ \Delta M_{pz4} \end{bmatrix} = L^T(\dot{\gamma}t) \begin{bmatrix} \Delta M_{px1} \\ \Delta M_{py1} \\ \Delta M_{pz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\dot{\gamma}t) & -\sin(\dot{\gamma}t) \\ 0 & \sin(\dot{\gamma}t) & \cos(\dot{\gamma}t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -P_{y1}d_{z1} + P_{z1}d_{y1} \\ P_{x1}d_{z1} - P_{z1}d_{x1} \\ -P_{x1}d_{y1} + P_{y1}d_{x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -P_{y1}d_{z1} + P_{z1}d_{y1} \\ (P_{x1}d_{z1} - P_{z1}d_{x1}) \cos(\dot{\gamma}t) - (-P_{x1}d_{y1} + P_{y1}d_{x1}) \sin(\dot{\gamma}t) \\ (P_{x1}d_{z1} - P_{z1}d_{x1}) \sin(\dot{\gamma}t) + (-P_{x1}d_{y1} + P_{y1}d_{x1}) \cos(\dot{\gamma}t) \end{bmatrix} \tag{7}$$

将由推力偏心产生的力矩引入到质心转动动力学方程中可以得到在推力偏心影响下的精确制导火箭弹的6自由度运动方程。

3 仿真结果

3.1 随机变量的获取

为了解得精确制导火箭弹的弹道及散布,需要编制解算程序。在编制解算程序之前除需要明确弹体参数、发动机推力等相关数据外,还需要获得 d 、 ε 、 δ_j 、 δ_g 等随机变量的值,并采用蒙特卡洛法对其进行射击试验仿真。这些随机变量可以是一组实际的观测值,采用一些方法确定为某种理论分布,或者半经验半理论分布。在计算机上进行蒙特卡洛仿真时可以采用数学方法首先产生均匀分布的伪随机数,常用的产生均匀伪随机数的数学方法中,统计性质较好,使用较为广泛的是线性同余法,它包括乘同余法和混合同余法,文献[2]中给了详细解释。然后利用已得到的均匀随机数,采用反变换法、舍选抽样法、复合法和变换法等方法获得符合其他分布的随机数。

由于本研究是处于精确制导火箭弹研究的起步阶段,缺少推力偏心等各随机变量的观测值。但在其他弹种的研究过程中已基本确定了这些值的分布规律。其中燃气流推力偏心初始方位角 δ_j 和几何偏心距初始方位角 δ_g 参数是服从均匀分布的随机变量,几何偏心距 d_g 和推力偏心角 ε 是服从正态分布的随机变量,其最大偏差分别为 $\pm 0.003\text{m}$ 、 $\pm 0.003\text{rad}$,这些变量的存在就导致了推力偏心对弹道影响的随机性。

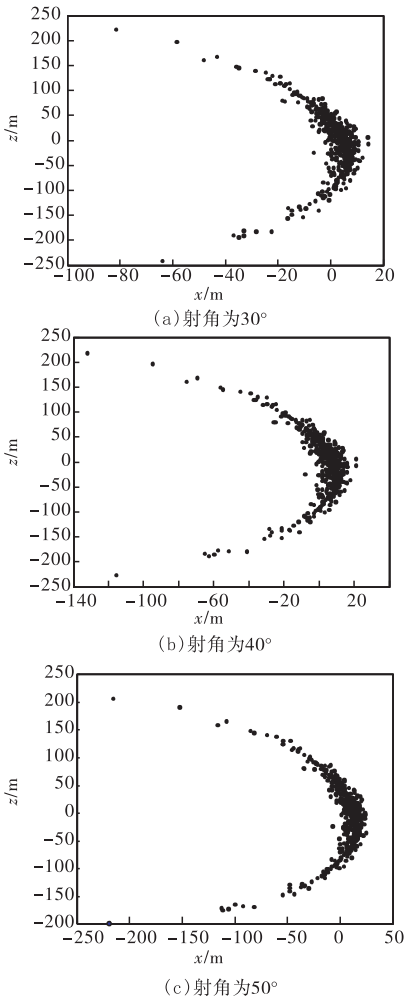


图3 主动段末弹道散布图

本研究就是采用上述方法应用计算机生成的伪随机数列来获取这些随机变量,进而采用蒙特卡洛法分析推力偏心对弹道的影响。

3.2 发动机推力偏心影响仿真

将火箭弹的射角设置为 30° 、 40° 、 50° ,炮口转速设置为 7r/s ,采用蒙特卡洛法进行弹道仿真,通过500次仿真试验,所得仿真结果如图3所示。射角在 30° 、 40° 、 50° 时,在主动段末端火箭弹的距离散布分别达到 80m 、 120m 、 200m ,方向散布在3个射角下都约为 210m 。由此可见,在推力偏心的影响下调整射角只对距离散布有影响,而对方向散布没有影响。

在 50° 射角下,利用蒙特卡洛法进行500次主动段散布仿真实验,分别对几何推力偏心和燃气推力偏心的影响进行仿真,其散布情况见图4,由图可以看出燃气推力偏心的影响较大,而几何推力偏心的影响要小得多,因此在精确制导火箭弹的设计中要重点解决燃气推力偏心对弹道散布的影响。

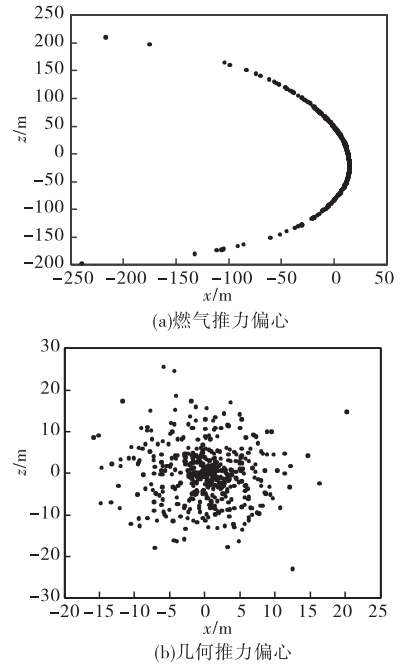


图4 几何推力偏心和燃气推力偏心对主动段散布的影响

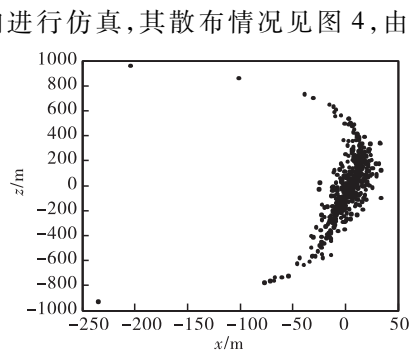


图5 全弹道弹丸落点散布

在 50° 射角下,利用蒙特卡洛法进行500次全弹道仿真实验,其散布情况见图5,该图是精确制导火箭弹在无控状态下仿真结果,可以看出,弹道最终散布较大距离散布超过 200m ,而横向散布接近 1000m 。横向散布远远超出了精确制导火箭弹末制导段的捕获域,因此需要中制导实施弹道修正,为中制导提供了设计目标。

4 结论

以上研究了推力偏心对精确制导火箭弹弹道的影响,分别研究了推力偏心对主动段散布和全弹道散布的影响,通过上述工作最终可得出以下结论:

1)在推力偏心影响下,调整射角只对距离散布有影响,对方向散布无影响,因此在近程射击时仍需要中制导对其进行弹道修正;

2)推力偏心的两个部分,即燃气推力偏心和几何推力偏心,它们对散布的影响是不同的,其中燃气推力偏心对距离和方向散布影响都较大,而几何推力偏心影响相对较小;

3)通过全弹道仿真得到全弹道散布情况超过了

精确制导火箭弹末端制导的捕获域,为中制导系统的设计提供了设计依据。

参考文献:

- [1] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2008.
- [2] 袁子怀,钱杏芳. 有控飞行力学与计算机仿真[M]. 北京:国防工业出版社,2001.
- [3] 田野,汪沛,张峰. 推力偏心对导弹弹道仿真的影响[J]. 计算机仿真,2008,25(4):57-60.
- [4] 韩子鹏. 弹箭外弹道学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2008.
- [5] 林德福,牟宇,常超,等. 激光半主动末制导炮弹捕获概率研究[J]. 北京理工大学学报,2010,30(6):698-701.

(上接第 122 页)

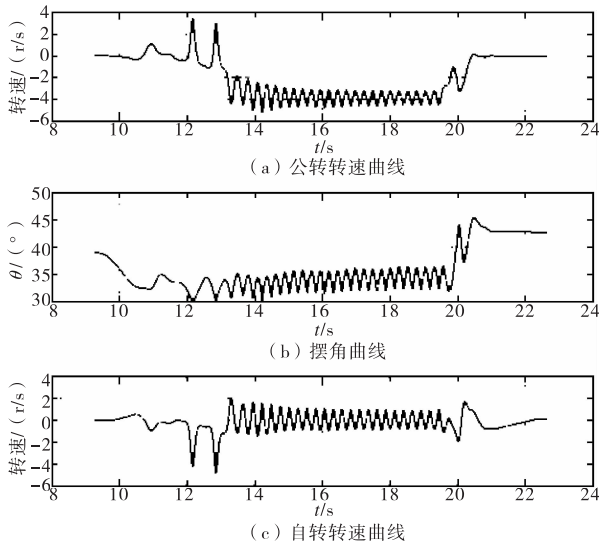


图 2 高塔投弹实验解算结果

末敏弹在开始阶段摇摆了一会后,就进入了稳态扫描阶段。其中公转转速对应的就是末敏弹稳态扫描阶段的扫描角速度,从图中可以看出来扫描角速度在 4r/s 左右,有小幅摆动;摆角对应的就是末敏弹稳态扫描阶段的扫描角,从图中可以看出来扫描角在 30°到 40°之间有摆动;自转对应的是稳态扫描阶段的末敏弹的自转,这个参数并不是很重要。因为末敏弹的下落时间一般只有十几秒,因此陀螺累积的误差不会很大,对于这方面不必过于考虑。

4 结论

对于用于末敏弹稳态扫描参数测量的微惯性测量单元,根据实际情况和特点,文中对其建立了较为适当的误差模型。之后给出了确定误差模型系数的标定实验和解算方法。最后,实验表明标定出来的参数已经能够满足末敏弹参数测量的要求。但是由于所采用的陀螺的量程确实较大,只能大致测量出稳态扫描阶段参数的值,而在精确测量每一时刻的参数值的时候误差较大。这方面还需要进行进一步的研究,提高测量精度。

参考文献:

- [1] 李良华. 无伞末敏弹稳态扫描运动参数的测量技术研究[D]. 南京:南京理工大学,2009.
- [2] 邓正隆. 惯性导航原理[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,1994.
- [3] David H Titterton, John L Weston. 捷联惯性导航技术[M]. 张天光,王秀萍,王丽霞,译. 2 版. 北京:国防工业出版社,2007.
- [4] 苏育才,姜翠波,张跃辉. 矩阵理论[M]. 北京:科学出版社,2006.