

某型末制导炮弹多刚体弹道建模与仿真*

刘炳辰¹, 宋卫东¹, 寇玺², 文海波³

(1 解放军军械工程学院, 石家庄 050003; 2 驻 845 厂军事代表室, 陕西户县 710302;
3 73909 部队, 江苏徐州 221004)

摘要:为了研究惯导陀螺与弹体之间的相互作用对弹道的影响。首先在介绍某型炮弹结构的基础上,运用牛顿-欧拉方法对它们之间的相互作用关系进行了分析;再次建立了该型炮弹飞行的数学模型,应用 Matlab/Simulink 编制程序进行了仿真计算;最后对比了单刚体模型与多刚体模型的差异,分析了惯导陀螺结构参数对于弹道特性的影响。结果表明多体运动模型能更加精确的反映弹道规律,为建立末制导炮弹射表编拟新方法、提高末制导炮弹射击精度奠定了理论基础。

关键词:末制导炮弹;惯导陀螺;多体系统动力学;弹道

中图分类号:TJ413.6 **文献标志码:**A

The Modeling and Simulation on Multi-rigid-body Trajectory of Terminal Guided Projectile

LIU Bingchen¹, SONG Weidong¹, KOU Xi², WEN Haibo³

(1 Ordnance Engineering Academy, Shijiazhuang 050003, China;

2 Military Representative Office in No. 845 Factory, Shaanxi Huxian 710302, China;

3 No. 73909 Unit, Jiangsu Xuzhou 221004, China)

Abstract: In order to research influence of the interaction between the terminal guided projectile and the inertial guided gyro on trajectory, firstly, the configuration was introduced, the mechanical relationship between them was analyzed with Newton-Euler; Secondly, the mathematical model of the terminal guided projectile was set up. The Matlab/Simulink software was used for the procedure, and calculation of this mathematical model was carried out. Eventually, the difference between sole-body and multi-body model was contrasted, the influence of inertial guided gyro's configuration parameter on trajectory was analyzed. The results indicate that multi-body model accurately describe the law in the motion of the terminal guide projectile. A foundation for compiling terminal guide projectile's range table and enhancing precision of the terminal guide projectile's trajectory was laid.

Keywords: terminal-guided projectile; inertial guided gyro; trajectory; multi-body system dynamics

0 引言

长期以来,国内外学者对末制导炮弹弹道的研究,将其简化为质点或单刚体进行仿真建模^[1]。但实际上,其主要部件惯导陀螺与末制导炮弹弹体之间的相互作用不能忽略。在弹丸飞行过程中,惯导陀螺与弹体存在的相互作用会对弹体飞行姿态和惯导段控制过程产生影响。文中运用多体动力学,建立了末制导炮弹的多刚体弹道模型,更加精确的研究末制导炮弹飞行运动规律。

1 惯导陀螺结构分析

末制导炮弹所使用的惯导陀螺是机械式双框轴

摆动陀螺,陀螺安装在与弹体相连的基座上,转子通过内外框的不断摆动来测量弹体的姿态。为了建立多体条件下的弹道方程,除了已有的描述弹箭运动特征的坐标系之外^[2],还需要以下几个坐标系:

1) 惯导陀螺基准坐标系 O_Bxyz 。主要用于描述惯导陀螺在空中飞行的姿态和质心速度的方位。惯导陀螺基准坐标系是地面坐标系平移到末制导炮弹惯导陀螺质心位置 O_B 后得到的坐标系。

2) 基座坐标系 $(p)O_Bx_p y_p z_p$ 。基座坐标系 $O_Bx_p y_p z_p$ 可由弹体坐标系沿着弹轴纵线平移至惯导陀螺的质心位置 O_B 处并且绕弹轴旋转 14° 。

3) 惯性陀螺外框轴坐标系 $(G_1)O_Bx_{B_1}y_{B_1}z_{B_1}$ 。惯性陀螺外框轴坐标系 $O_Bx_{B_1}y_{B_1}z_{B_1}$ 可由基座坐标系

* 收稿日期:2011-05-14

作者简介:刘炳辰(1986-),男,内蒙古包头人,硕士研究生,研究方向:弹道学理论与应用。

$O_B x_p y_p z_p$ 绕 $O_B z_p$ 轴旋转 η 得到。

4) 惯性陀螺内框轴坐标系 (G_2) $O_B x_{B_2} y_{B_2} z_{B_2}$ 。惯性陀螺内框轴坐标系 $O_B x_{B_2} y_{B_2} z_{B_2}$ 可由惯性陀螺外框轴坐标系 $O_B x_{B_1} y_{B_1} z_{B_1}$ 绕 $O_B y_{B_1}$ 轴旋转 λ 得到。

5) 惯性陀螺转子坐标系 (G_3) $O_B x_{B_3} y_{B_3} z_{B_3}$ 。惯性陀螺转子坐标系 $O_B x_{B_3} y_{B_3} z_{B_3}$ 可由内框轴坐标系 $O_B x_{B_2} y_{B_2} z_{B_2}$ 绕 $O_B x_{B_2}$ 轴旋转 κ 得到的坐标系。

2 末制导炮弹弹体受力及其分解

在多刚体条件下,将受力分解到基准坐标系下,力矩分解到准弹体坐标系下。弹体受力主要有:空气动力、推力 P 、重力 G_A 、左右舵片控制力 R_{yk} 、上下舵片控制力 R_{zk} 和约束力 F_N 。其中 F_N 在基准坐标系 3 个方向上分解,大小分别设为 F_x 、 F_y 、 F_z ;受到的力矩有:静力矩、阻尼力矩、控制力矩、作用力平移产生的力矩和相互作用力矩。其中相互作用力矩在准弹体坐标系下分解,大小分别设为 M_{gx} 、 M_{gy} 、 M_{gz} 。已知力和力矩的表达式可参考文献[3]。

2.1 相互作用力的确定

根据弹体和惯导陀螺的质心位置关系,可以得出两个质心绝对加速度之间的关系式^[4]:

$$\ddot{\mathbf{r}}_B = \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \boldsymbol{\rho}_B + \ddot{\mathbf{r}}_A + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}_B) \quad (1)$$

其坐标式为:

$$\ddot{\mathbf{r}}_B^i = -\mathbf{A}^{ib} \boldsymbol{\rho}_B^b \dot{\boldsymbol{\omega}}^b + \ddot{\mathbf{r}}_A^i + \mathbf{A}^{ib} \boldsymbol{\omega}^b \boldsymbol{\omega}^b \boldsymbol{\rho}_B^b \quad (2)$$

式中: \mathbf{A}^{ib} 为由惯性坐标系向弹体坐标系转换的矩阵。 $\boldsymbol{\omega}^b$ 为弹体角速度在弹体坐标系下的矩阵。 $\boldsymbol{\rho}_B^b$ 为弹体质心到惯导陀螺质心的距离在弹体坐标系下的反对称方阵。

$$\boldsymbol{\rho}_B^b = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -(x_A - x_B) \\ 0 & (x_A - x_B) & 0 \end{bmatrix}$$

根据牛顿定理在基准坐标系下的两个质心绝对加速度之间的关系式为:

$$\ddot{\mathbf{r}}_B - \ddot{\mathbf{r}}_A = \frac{\sum \mathbf{F}_A}{m_A} - \frac{\sum \mathbf{F}_B}{m_B} \quad (3)$$

将式(2)代入式(3)可得:

$$\ddot{\mathbf{r}}_A - \ddot{\mathbf{r}}_B = \frac{\sum \mathbf{F}_A}{m_A} - \frac{\sum \mathbf{F}_B}{m_B} = \boldsymbol{\Delta} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos\psi\sin\psi(x_A - x_B)\dot{\omega}_y + \sin\psi(x_A - x_B)\dot{\omega}_z \\ -(\cos\psi\sin\psi\sin\psi + \sin\psi\cos\psi)(x_A - x_B)\dot{\omega}_y + \cos\psi\cos\psi(x_A - x_B)\dot{\omega}_z \\ -(-\sin\psi\sin\psi\sin\psi + \cos\psi\cos\psi)(x_A - x_B)\dot{\omega}_y - \sin\psi\cos\psi(x_A - x_B)\dot{\omega}_z \\ \omega_z(-\omega_x\cos\psi\cos\psi - \omega_x\cos\psi\sin\psi)(x_A - x_B) \\ \omega_x[-\omega_z(-\cos\psi\sin\psi\cos\psi + \sin\psi\sin\psi) + \omega_x(\cos\psi\sin\psi\sin\psi + \sin\psi\cos\psi)](x_A - x_B) \\ \omega_x[-\omega_x(\sin\psi\sin\psi\cos\psi + \cos\psi\sin\psi) + \omega_x(-\sin\psi\sin\psi\sin\psi + \cos\psi\cos\psi)](x_A - x_B) \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_y(\omega_x\cos\psi\cos\psi - \omega_x\sin\psi)(x_A - x_B) \\ \omega_y[\omega_y(-\cos\psi\sin\psi\cos\psi + \sin\psi\sin\psi) - \omega_x\cos\psi\cos\psi](x_A - x_B) \\ \omega_y[\omega_y(\sin\psi\sin\psi\cos\psi + \cos\psi\sin\psi)\omega_x\sin\psi\cos\psi](x_A - x_B) \end{bmatrix} \quad (4)$$

将 $\sum \mathbf{F}_A$ 和 $\sum \mathbf{F}_B$ 的分量代入,可以求得相互作用力 $\mathbf{F} = \frac{m_B \sum \mathbf{F}_{Arest} - m_A m_B \boldsymbol{\Delta}}{m_A m_B}$ 。综上所述可以得到弹体的绝对加速度:

$$\ddot{\mathbf{r}}_A = \frac{d\mathbf{v}}{dt} = \frac{\sum \mathbf{F}_{Arest}}{m_A + m_B} + \frac{m_B \boldsymbol{\Delta}}{m_A + m_B} \quad (5)$$

式中: m_A 、 m_B 分别为末制导炮弹弹体和惯导陀螺的质量; $\sum \mathbf{F}_{Arest}$ 为除了相互作用力,末制导炮弹弹体承受的外力之和。

2.2 相互作用力矩的确定

准弹体坐标系下,惯导陀螺外框轴组合体绕质心运动动力学关系满足:

$$\frac{d\mathbf{G}_g}{dt} + \hat{\boldsymbol{\Omega}}' \cdot \mathbf{G}_g = \sum \mathbf{M}_{gi} \quad (6)$$

其中惯导陀螺的角速度在弹体坐标系下为:

$$\boldsymbol{\Omega}_g = \begin{bmatrix} \Omega_x \\ \Omega_y + \dot{\eta}(\cos\gamma\cos\gamma_g - \sin\gamma\sin\gamma_g) \\ \Omega_z + \dot{\eta}(\sin\gamma\cos\gamma_g + \cos\gamma\sin\gamma_g) \end{bmatrix}$$

因此可得到惯导陀螺的角运动公式:

$$D \frac{d\Omega_x}{dt} - \Omega_z E(\Omega_y + \dot{\eta}(\cos\gamma\cos\gamma_g - \sin\gamma\sin\gamma_g)) + \Omega_y E(\Omega_z + \dot{\eta}(\sin\gamma\cos\gamma_g + \cos\gamma\sin\gamma_g)) = M_{gx} \quad (7)$$

$$E\left(\frac{d\Omega_y}{dt} + \dot{\eta}(\cos\gamma\cos\gamma_g - \sin\gamma\sin\gamma_g)\right) + \Omega_z D\Omega_x - \Omega_y \tan\varphi E(\Omega_z + \dot{\eta}(\sin\gamma\cos\gamma_g + \cos\gamma\sin\gamma_g)) = M_{gy} \quad (8)$$

$$E\left(\frac{d\Omega_z}{dt} + \dot{\eta}(\sin\gamma\cos\gamma_g + \cos\gamma\sin\gamma_g)\right) - \Omega_y D\Omega_x + \Omega_y \tan\varphi E(\Omega_y + \dot{\eta}(\cos\gamma\cos\gamma_g - \sin\gamma\sin\gamma_g)) = M_{gz} \quad (9)$$

其中: D 、 E 分别为惯导陀螺相对于准弹体坐标系 3 个坐标轴的惯性矩和惯性积。

然后将相互作用力矩代入弹体角运动方程中可得:

$$C \frac{d\Omega_x}{dt} = M_{\omega_x} + M_{xk} - M_{gx} \quad (10)$$

$$A \frac{d\Omega_y}{dt} + C\Omega_x\Omega_z - A\Omega_z\Omega_y \tan\varphi = M_y + m_{\omega_y} + M_{yk} - M_{gy} - (F_y \sin\gamma + F_z \cos\gamma)(x_A - x_B) \quad (11)$$

$$A \frac{d\Omega_z}{dt} - C\Omega_x\Omega_y + A\Omega_y^2 \tan\varphi = M_z + M_{\omega_z} + M_{zk} - M_{gz} - (F_y \cos\gamma + F_z \sin\gamma)(x_A - x_B) \quad (12)$$

式中： Ω_x 、 Ω_y 、 Ω_z 为末制导炮弹的转动角速度向量在准弹体坐标系内 3 个坐标轴上的投影分量； $x_A - x_B$ 为末制导炮弹弹体质心到惯导陀螺质心的距离； A 、 C 分别为弹体相对于准弹体坐标系 3 个坐标轴的惯性矩和惯性积。

3 仿真分析

根据上述建立的多刚体弹道模型，在 Matlab/Simulink 中编程可以对理想条件下的多刚体弹道基本特性进行仿真分析。在已有的初始弹道条件和气动参数条件下，根据仿真计算结果，可以绘制出相互作用力和力矩的曲线图（见图 1、图 2）。

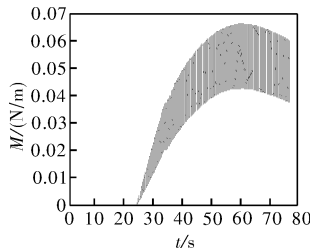
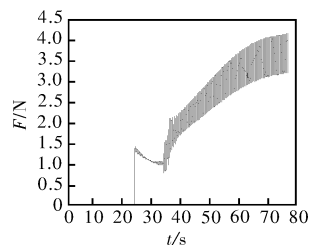


图 1 相互作用力曲线图

图 2 相互作用力矩曲线图

实验结果表明从惯导陀螺开始工作的时刻起，相互作用力由零突变到 1.47N，尔后稍有减小，最终逐渐增大。相互作用力矩逐渐增大，直到弹丸落地。

表 1 显示出末制导炮弹单刚体模型和多体模型的弹道特性对比差异。可以看出，多刚体模型的射程与单刚体模型的射程相差 88.66m，侧偏相差 1.17m，转速相差 0.02r/s，落速相差 0.89m/s，落角相差 0.4°。

表 2 是在多刚体条件下，惯导陀螺质量对弹道特性的影响。可以看出随着惯导陀螺质量的增大，飞行时间、射程逐渐减小，侧偏、转速、落速和落角的绝对值逐渐增大。

表 3 表示出弹体和惯导陀螺质心间距对弹道特性的影响，可以看出，随着间距的增大，飞行时间、射程逐渐减小，侧偏先增大后减小，转速、落速、落角的大小均增大。

表 4 表示调整惯导陀螺转子的半径和高度之间的比值会对弹道特性产生一定的影响。随着比值的减小，飞行时间、射程逐渐减小，侧偏、转速影响不大，落速、落角的绝对值有增大的趋势。

表 1 末制导炮弹单刚体模型和多体模型的弹道特性对比

类别	飞行时间/s	射程/m	侧偏/m	转速/(r/s)	落速/(m/s)	落角/(°)
单刚体模型	77.06	18586.69	37.41	7.13	236.74	-27.18
多刚体模型	77.45	18675.35	38.58	7.11	235.85	-26.78

表 2 惯导陀螺质量对弹道特性的影响

陀螺质量/kg	飞行时间/s	射程/m	侧偏/m	转速/(r/s)	落速/(m/s)	落角/(°)
$m = 0.1$	77.611	18692	36.98	7.088	235.11	-26.70
$m = 0.2$	77.560	18687	37.53	7.097	235.36	-26.74
$m = 0.3$	77.510	18681	37.97	7.104	235.60	-26.76
$m = 0.4$	77.458	18675	38.58	7.110	235.85	-26.78
$m = 0.5$	77.409	18669	38.80	7.118	236.09	-26.81

表 3 弹体质心和惯导陀螺质心间距对弹道特性的影响

质心间距/m	飞行时间/s	射程/m	侧偏/m	转速/(r/s)	落速/(m/s)	落角/(°)
$L = 0.1$	77.515	18681	38.06	7.104	235.58	-26.769
$L = 0.15$	77.458	18675	38.58	7.110	235.85	-26.786
$L = 0.2$	77.453	18674	38.68	7.111	235.88	-26.791
$L = 0.25$	77.446	18673	38.78	7.113	235.92	-26.794
$L = 0.3$	77.440	18672	38.64	7.114	235.95	-26.797

表 4 惯导陀螺转动惯量对弹道特性的影响

半径 R 与高度 L 的比值	飞行时间/s	射程/m	侧偏/m	转速/(r/s)	落速/(m/s)	落角/(°)
$2 : \frac{1}{2}$	77.4859	18680.8970	38.5526	7.11223	235.7985	-26.7769
$\sqrt{3} : \frac{2}{3}$	77.4692	18677.3824	38.7733	7.11115	235.8334	-26.7848
$\sqrt{2} : 1$	77.4545	18674.3322	38.5256	7.11064	235.8632	-26.7939
$1 : 2$	77.4387	18670.8630	38.5022	7.11104	235.8969	-26.8106
$\frac{\sqrt{2}}{2} : 4$	77.4324	18669.5371	38.3644	7.11016	235.9124	-26.8180
$\frac{\sqrt{3}}{3} : 6$	77.4282	18668.6499	38.4625	7.10852	235.9226	-26.8226

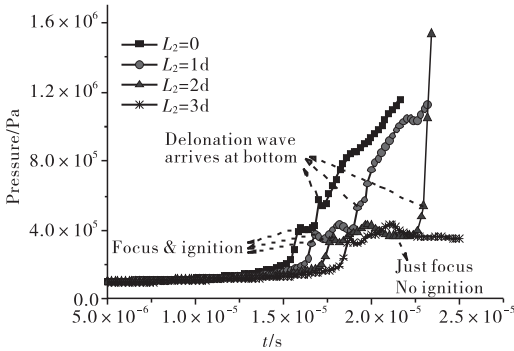
4 结束语

文中在分析末制导炮弹结构的基础上,提出了多刚体弹道模型建模的方法。该方法为更加精确的解算弹道提供了新的方法和思路。但是实际情况更加复杂,还有许多外界因素没有考虑,需要在今后的工作中进一步研究。

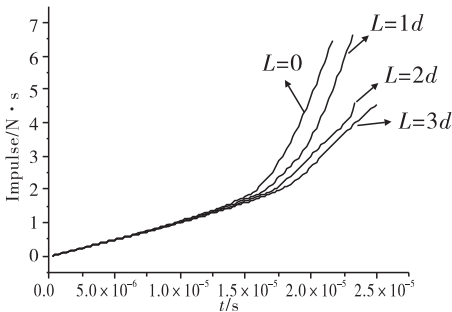
参考文献:

- [1] 赵庆岚,宋卫东,鲁飞等. 有风条件下末制导炮弹弹道模型研究[J]. 工程设计学报,2008,15(5):373-377.
- [2] 宋丕极. 枪炮与火箭外弹道学[M]. 北京:兵器工业出版社,1993.
- [3] 宋卫东,张进忠,赵庆岚. 末制导炮弹弹道模型研究综述[C]//弹道学术交流会,2007.
- [4] 洪嘉振. 计算多体系统动力学[M]. 北京:高等教育出版社,1999.

(上接第 140 页)



(a) 壁面平均压力



(b) 作用于单位面积壁面的冲量

图 7 半球型凹面腔壁面平均压力及作用于单位面积壁面的冲量随 L 的变化规律

3 结论

通过以上的数值计算和分析,可以得到以下结论:

- 1) L 的存在会改善激波在凹面腔底部的入射形式,在凹腔壁面反射聚焦的激波面积增大,且激波入射方向与壁面法线方向夹角减小,腔内的反射聚焦效应增强。
- 2) 随着 L 的增大,起爆点与壁面间距离逐渐增加,起爆点压力下降,当 L 过大时不能产生爆震而仅发生爆燃。
- 3) 在 L = 1d 附近,一个爆震循环作用于单位面积

壁面的冲量最大。

参考文献:

- [1] Roy G D, Frolov S M, Borisov A A, et al. Pulsed detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2004,30(6):545-672.
- [2] Levin V A, Nechaev J N, Tarasov A I. A new approach to organizing operation cycles in pulse detonation engines, ADA406683[R].
- [3] Ivett A Leyva, Venkat Tangirala, Anthony J Dean. Investigation of unsteady flow field in a 2 - Stage PDE resonator, AIAA-2003-0715[R]. 2003.
- [4] Keith R McManus, Anthony J Dean. Experimental evaluation of a two-stage pulse detonation combustor, AIAA - 2005 - 3773[R]. 2005.
- [5] 王栋. 脉冲爆震发动机工作过程数值模拟研究[D]. 南京:南京理工大学,2007.
- [6] 姜日红,武晓松,王栋. 共振型 PDE 谐振腔喷嘴匹配关系研究[J]. 航空动力学报,2009,24(5):56-60.
- [7] 李海鹏,何立明,陈鑫,等. 不同结构形式凹面腔内的激波聚焦起爆爆震波数值研究[C]//第九届全国冲击动力学学术会议,2009.
- [8] 李海鹏,何立明,陈鑫,等. 凹面腔内激波聚焦起爆爆震波过程的数值模拟[J]. 推进技术,2010,31(1):87-91.
- [9] KONNOV A A. Refinement of the kinetic mechanism of hydrogen combustion [J]. Khimicheskaya Fizika, 2004, 23(8): 5-18.
- [10] KONNOV A A. Remaining uncertainties in the kinetic mechanism of hydrogen combustion [J]. Combust. Flame,2008,152(4):507-528.
- [11] Achasov O V, Penyazkov O G. Some gasdynamic method for control of detonation initiation and propagation, AIAA 2001-3614[R]. 2001.