

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.12.001

尾翼式旋转火箭的弹道散布仿真分析

李臣明, 刘怡昕

(南京炮兵学院, 南京 211132)

摘要: 为了优化火箭弹设计, 提高火箭射击精度, 对多种因素下尾翼式旋转火箭的弹道散布进行了仿真分析。分析尾翼式旋转火箭散布的影响因素, 建立模拟仿真数学模型, 以刚体弹道模型为例对多种因素引起的弹道散布进行仿真分析。仿真结果表明: 起始扰动、推力偏心、随机风、气动偏心、质量偏心、动不平衡等因素对火箭散布影响较大; 对于大长径比远程火箭, 还要考虑非线性运动造成的散布影响。

关键词: 外弹道学; 尾翼火箭; 非线性; 弹道散布

中图分类号: TJ415 **文献标志码:** A

Simulation and Analysis on Ballistic Dissemination of Rocket with Empennage

Li Chenming, Liu Yixin

(Nanjing Artillery Academy of PLA, Nanjing 211132, China)

Abstract: In order to optimize the design of rocket and increase its firing precision, the simulations and analysis are carried out aiming at the ballistic dissemination of the rolling rocket with empennage under influencing factors. The rigid mathematical model is established to make the simulation after analyze the influence factors, taking rigid ballistic model as example progress simulations and analysis to ballistic dissemination. The results of the simulations show that the factors such as initial disturbance, thrust eccentricity, stochastic wind, aerodynamic eccentricity, mass eccentricity and dynamic misbalance can arouse ballistic dissemination. Meanwhile, the nonlinear motion is another important factor which can arouse ballistic dissemination for the rocket with large value of length divided by diameter.

Key words: exterior ballistics; rocket with empennage; nonlinear; ballistic dissemination

0 引言

随着军事需求的提高和高新技术在弹箭领域中的应用, 常规火箭的射程已由几十千米向数百千米发展。由于尾翼式稳定技术较之涡轮稳定有明显优势, 现代火箭弹大都为尾翼式火箭弹, 且大都绕其纵轴旋转, 旋转的主要目的在于减小不对称干扰因素所引起的散布。

对于尾翼式旋转火箭的散布问题, 早有众多学者进行过理论研究, 文献[1-4]都对尾翼式旋转火箭弹的扰动运动进行过详尽分析。在火箭研制过程中, 通过地面立靶试验和炮射试验对火箭的散布进行研究是常用的方法, 但是成本太高。为了以低成本掌握火箭散布的客观规律, 笔者以尾翼式旋转火箭为背景, 以模拟仿真的方法对火箭的弹道散布问题进行研究, 为火箭弹的优化设计和火箭炮射击精度分析提供一种模拟仿真手段。

1 影响尾翼式旋转火箭散布的因素

造成尾翼式旋转火箭弹道散布的原因大致有初始扰动、随机风、推力偏心、气动偏心、质量偏心、

动不平衡等。其中, 由于箭发射初速较小, 在近地面的随机风会造成较大的影响。尾翼延迟翼张技术^[5-6]就是减小风偏的措施; 火箭弹在发射时, 由于装配误差或制造误差及发射装置的振动等, 会造成火箭弹在出定向管时产生初始弹道的扰动, 导致射弹散布。而这种初始扰动在箱式发射条件下, 较之以往的集束定向管式发射又有区别; 对于大长细比的火箭, 特别是远程火箭, 其弹体长度很大, 弹径与长度相比较小。对于这种大长细比的弹体, 在制造中可能产生弹体小不对称, 飞行中会产生气动偏心。若飞行环境恶劣造成大攻角飞行, 这种气动偏心还可能造成非线性运动, 导致较大的弹道散布; 火箭发动机推力方向不标准可能造成推力线偏心 and 角偏心; 由于推力偏心、质量偏心等因素的影响可能造成火箭弹的动不平衡。

2 模拟仿真数学模型

2.1 坐标系的建立

用到的坐标系有地面坐标系 $o-xyz$, 理想弹道坐标系 $o-x_i y_i z_i$, 弹体坐标系 $o-x_1 y_1 z_1$, 弹道坐标系

收稿日期: 2012-06-25; 修回日期: 2012-07-14

作者简介: 李臣明(1976—), 男, 山东人, 工学博士, 副教授, 从事弹箭外弹道与飞行控制、飞行力学、武器系统工程与运用研究。

$o-x_2y_2z_2$, 弹轴坐标系 $o-\xi\eta_1\zeta_1$, 第 2 弹轴坐标系 $o-\xi\eta_2\zeta_2$, 相对速度坐标系 $o-x_r y_r z_r$, 具体内容及坐标系之间的转换关系见文献[1-4]。

2.2 作用在火箭上的力与力矩

作用在火箭上的力考虑重力、推力、阻力、升力、马格努斯力, 力矩考虑静力矩、赤道阻尼力矩、马格努斯力矩、极阻尼力矩、尾翼导转力矩、推力

偏心矩等。

2.3 围绕质心运动方程组

建立围绕质心运动方程组的目的是可以考虑一些系统的扰动因素所引起的围绕质心运动产生的影响, 使弹道计算更加准确。还可以考虑一些随机的扰动因素所引起的围绕质心运动对质心运动的影响, 以便研究火箭弹的散布。采用方程组如式 (1):

$$\left\{ \begin{aligned} \dot{v} &= a_p - b_x v^2 - g \sin \theta \psi_1 - \\ &\frac{a_p}{v} \delta_1 - b_y v \delta_1 = \frac{a_p}{v} (\beta_{p1} \cos \gamma - \beta_{p2} \sin \gamma) - (b_x + b_y) w_x \sin \theta + \\ &\frac{1}{v} [(\dot{\gamma}^2 L_{1m} + \ddot{\gamma} L_{2m}) \cos \gamma - (\dot{\gamma}^2 L_{2m} - \ddot{\gamma} L_{1m}) \sin \gamma] - b_y v (\delta_{1N} \cos \gamma - \delta_{2N} \sin \gamma) + \frac{g \sin \theta}{v} \psi_1 \psi_2 - \\ &\frac{a_p}{v} \delta_2 - b_y v \delta_2 = \frac{a_p}{v} (\beta_{p1} \sin \gamma + \beta_{p2} \cos \gamma) + (b_x + b_y) w_z + \\ &\frac{1}{v} [(\dot{\gamma}^2 L_{1m} + \ddot{\gamma} L_{2m}) \sin \gamma + (\dot{\gamma}^2 L_{2m} - \ddot{\gamma} L_{1m}) \cos \gamma] - b_y v (\delta_{1N} \sin \gamma + \delta_{2N} \cos \gamma) + \frac{g \sin \theta}{v} \psi_2 \dot{\varphi}_1 + \\ &\frac{\dot{\gamma}}{n} \dot{\varphi}_2 + k_{\text{dD}} v \dot{\varphi}_1 + k^2 v^2 \delta_1 = -k_{\text{dD}} v \dot{\theta} - \ddot{\theta} - \frac{a_p}{R_A^2} (L_1 \cos \gamma - L_2 \sin \gamma) + \\ &(1 - \frac{1}{n}) [(\dot{\gamma}^2 \beta_{D1} + \dot{\gamma}^2 \beta_{D2}) \cos \gamma - (\dot{\gamma}^2 \beta_{D2} - \dot{\gamma} \beta_{D1}) \sin \gamma] + k^2 v^2 (\delta_{1M} \cos \gamma - \delta_{2M} \sin \gamma) + k^2 v \sin \theta w_x \dot{\varphi}_2 - \\ &\frac{\dot{\gamma}}{n} \dot{\varphi}_1 + k_{\text{dD}} v \dot{\varphi}_2 + k^2 v^2 \delta_2 = \frac{\dot{\gamma}}{n} \dot{\theta} - \frac{a_p}{R_A^2} (L_1 \sin \gamma + L_2 \cos \gamma) + \\ &(1 - \frac{1}{n}) [(\dot{\gamma}^2 \beta_{D1} + \dot{\gamma}^2 \beta_{D2}) \sin \gamma + (\dot{\gamma}^2 \beta_{D2} - \dot{\gamma} \beta_{D1}) \cos \gamma] + k^2 v^2 (\delta_{1M} \sin \gamma + \delta_{2M} \cos \gamma) - k^2 v w_z \\ \frac{d\varphi_1}{dt} &= \dot{\varphi}_1, \frac{d\varphi_2}{dt} = \dot{\varphi}_2, \varphi_1 = \psi_1 + \delta_1, \varphi_2 = \psi_2 + \delta_2 \dot{\gamma} + k_{\text{dD}} v \dot{\gamma} = k_{\text{sw}} v^2 \varepsilon_w + \frac{M_{\text{轴}}}{C}, \frac{d\gamma}{dt} = \dot{\gamma}, \\ \frac{dx}{dt} &= v \cos \psi_2 \cos(\psi_1 + \theta), \frac{dy}{dt} = v \cos \psi_2 \sin(\psi_1 + \theta), \frac{dz}{dt} = v \sin \psi_2, \frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{v}, \\ \frac{dA}{dt} &= A^*, A^* = \frac{A_K - A_0}{t_K}, \frac{dC}{dt} = C^*, C^* = \frac{C_K - C_0}{t_K} \end{aligned} \right. \quad (1)$$

式中: $b_x = \frac{\rho S C_x}{2m}$, $b_y = \frac{\rho S C_y}{2m}$, $k = \sqrt{\frac{\rho S l |m'_c|}{2A}}$, $k_{\text{dD}} = \frac{\rho S l^2 m'_{\text{D}}}{2A}$,

$k_{\text{dD}} = \frac{\rho S l m'_{\text{dD}}}{2C}$, $k_{\text{sw}} = \frac{\rho S l m'_{\text{sw}}}{2C}$ 。各符号意义见文献[2]。

方程组中的各扰动量推力偏心角 β_p 、推力线偏心 L 、静不平衡 L_m 、动不平衡 β_D 、气动偏心 Δ_m 和 Δ_N 、风 W_{\perp} 等扰动为复数, 分别由实部和虚部组成, 如式 (2):

$$\left\{ \begin{aligned} \beta_p &= \beta_{p1} + i\beta_{p2}, L = L_1 + iL_2, L_m = L_{1m} + iL_{2m} \\ \beta_D &= \beta_{D1} + i\beta_{D2}, \Delta_N = \delta_{1N} + i\delta_{2N}, \Delta_m = \delta_{1m} + i\delta_{2m} \\ W_{\perp} &= -W_x \sin \theta + iW_z \end{aligned} \right. \quad (2)$$

通过对式 (1) 的求解, 能够得到起始扰动、推力偏心、风、动不平衡和方向偏角等因素在主动段末形成的偏角 $\Psi_{\phi K}$, Ψ_{LK} , Ψ_{wK} , $\Psi_{\beta_{bK}}$ 和 $\Psi_{\psi_{0K}}$, 在知道各量的中间误差后, 就可以计算出它们各自产生

的散布以及总的散布, 即:

$$\left\{ \begin{aligned} E(\Psi_{\phi K}) &= E_{\phi_0} | \Psi_{\phi K} | \\ E(\Psi_{LK}) &= E_L | \Psi_{LK} | \\ E(\Psi_{\beta_{bK}}) &= E_{\beta_b} | \Psi_{\beta_{bK}} | \\ E(\Psi_{wK}) &= E_w | \Psi_{wK} | \\ E(\Psi_{\psi_{0K}}) &= E_{\psi_0} | \Psi_{\psi_{0K}} | \\ E(\Psi_{\Sigma K}) &= \sqrt{E^2(\Psi_{\phi K}) + E^2(\Psi_{LK}) + E^2(\Psi_{\beta_{bK}}) + E^2(\Psi_{wK}) + E^2(\Psi_{\psi_{0K}})} \end{aligned} \right. \quad (3)$$

其中: E_{ϕ_0} , E_L , E_w , E_{β_b} , E_{ψ_0} 分别为起始扰动、推力偏心、风、动不平衡和方向偏角的中间误差; $E(\Psi_i)$ 为对应的各量在主动段末形成的散布; $E(\Psi_{\Sigma K})$ 为总散布。

E_L 和 E_{β_b} 对于同一种弹型是不变的; E_w 不但和地区有关, 而且随时间和高度变化, 为便于研究, 可看作常量; E_{ψ_0} 是由于射击时速度矢量偏差产生的; 但 E_{ϕ_0} 的产生原因却很复杂, 主要与火箭质量

分布不均、弹炮间隙、定向器振动及波纹度等因素相关, 质量分布不均和弹炮间隙所引起的起始扰动都随炮口转速 $\dot{\gamma}_0$ 的增大而增大。

在精确计算弹道时, 必须考虑质点弹道未的一些系统扰动因素对弹道的影响。这些因素主要有:

- 1) 重力在半约束期所引起的起始扰动;
- 2) 重力在空中使速度的方向发生偏转, 而不能直接使弹轴发生偏转因而形成攻角, 此攻角将产生绕心运动, 进而对弹道产生影响。

为求重力矩对半约束期运动的影响, 以便求取重力引起的起始扰动, 建立半约束期火箭弹相对后定心部的绕心运动方程。由于半约束期重力矩起主导作用, 火箭相对后定心部中心的绕心运动方程为

$$A_R \ddot{\phi} - iC\dot{\gamma}\dot{\phi} - ma_p l_R \phi = -mgl_R \cos \theta_0 \quad (4)$$

式中: ϕ 为相对固定坐标的摆动角; A_R 为相对后定心部中心的赤道转动惯量; l_R 为质心到后定心部中心的距离。

当火箭长细比很大时, 在低转速条件下, 陀螺效应项 ($C\dot{\gamma}\dot{\phi}$) 可略去。利用式 (4) 在前后定心部之间进行积分, 可求得摆动角速度和摆动角的起始值 $\dot{\phi}_0$ 及 ϕ_0 。然后利用公式

$$\psi_0 = \frac{\dot{\phi}_0 l_R}{V_0} \quad (5)$$

可求得起始偏角值。

3 算例仿真

根据 6 自由度弹道模型, 以 C 语言编制了弹道仿真计算程序, 对初始扰动 ($\dot{\phi}_0, \phi_0, \psi_0$)、推力偏心角 β_p 、推力线偏心 L 、静不平衡 L_m 、动不平衡 β_D 、气动偏心 Δ_m 和 Δ_N 、随机风 W_\perp 等扰动引起的散布进行了计算, 据计算数据得曲线如图 1~9 所示。

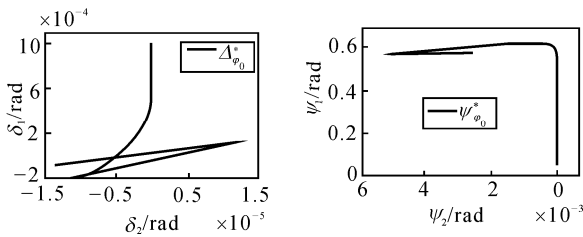


图 1 起始扰动 ϕ_0 引起的 $\Delta_{\phi_0}^*$ 和 $\psi_{\phi_0}^*$ 曲线

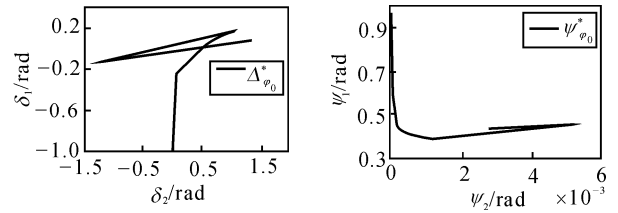


图 2 起始扰动 ψ_0 引起的 $\Delta_{\psi_0}^*$ 和 $\psi_{\psi_0}^*$ 曲线

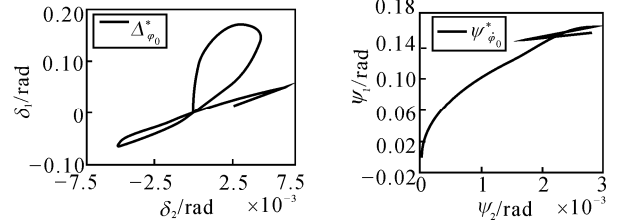


图 3 起始扰动 $\dot{\phi}_0$ 引起的 $\Delta_{\dot{\phi}_0}^*$ 和 $\psi_{\dot{\phi}_0}^*$ 曲线

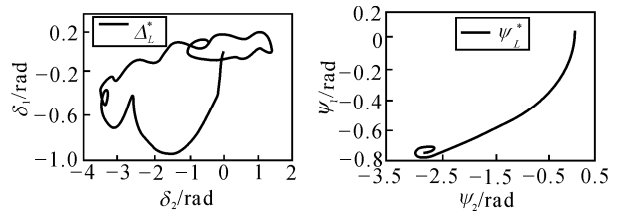


图 4 推力矩引起的 $\Delta_{\psi_0}^*$ 和 $\psi_{\psi_0}^*$ 曲线

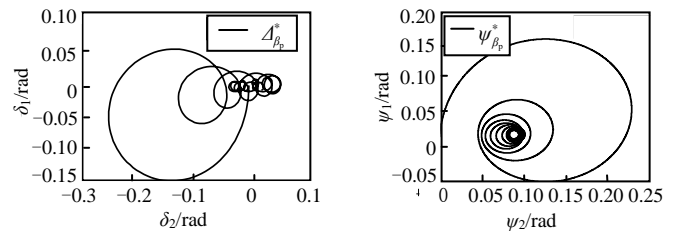


图 5 推力侧分力引起的 $\Delta_{\beta_p}^*$ 和 $\psi_{\beta_p}^*$ 曲线

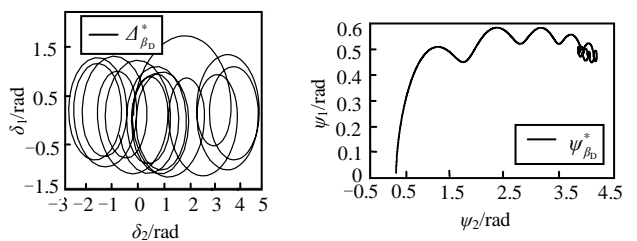


图 6 动不平衡引起的 $\Delta_{\beta_D}^*$ 和 $\psi_{\beta_D}^*$ 曲线

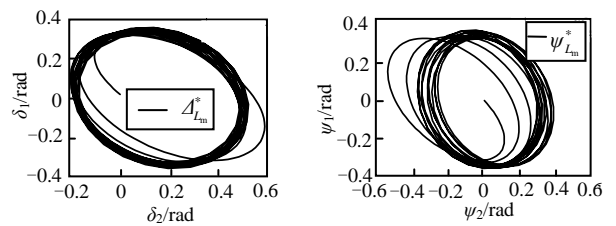


图 7 静不平衡引起的 $\Delta_{L_m}^*$ 和 $\psi_{L_m}^*$ 曲线

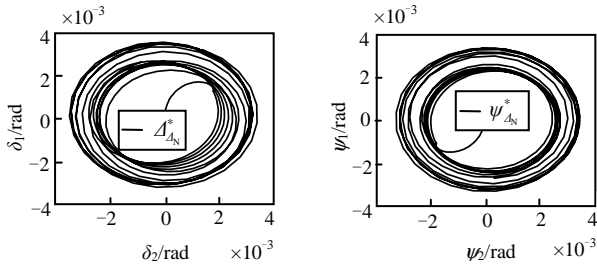


图 8 气动偏心引起的 $\Delta_{A_0}^*$ 和 $\psi_{A_0}^*$ 曲线

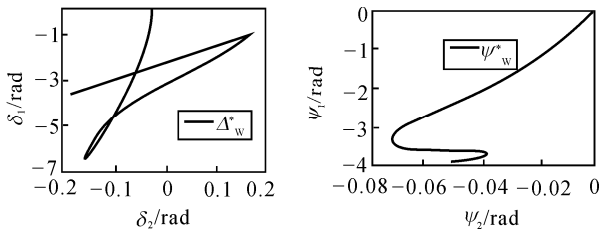


图 9 垂直风引起的 Δ_w^* 和 ψ_w^* 曲线

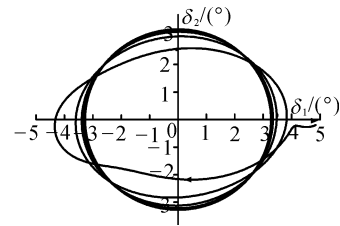


图 11 弹体非对称引起的极限强迫运动

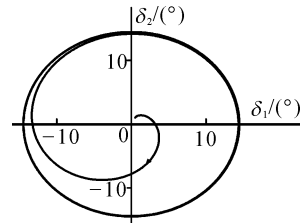


图 12 非线性马格努斯力引起的极限圆锥运动

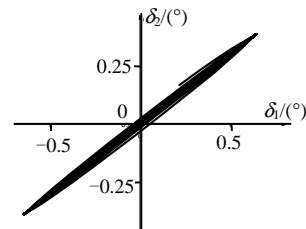


图 13 极限平面摆动攻角曲线

4 讨论

综合考虑计算结果可以看出，各种因素对散布的影响效果是不同的，其中起始扰动 ϕ_0 、推力矩 L 、随机风 W_L 引起的散布较大，与理论分析吻合。

在起始扰动作用下，火箭弹将产生角运动，此角运动通过产生升力改变质心运动的方向。由于有推力，在有攻角的情况下推力将产生一个与速度矢量垂直的分力，此垂直分力比升力大得多，对质心运动的方向影响较大。因为初速小，所以火箭弹在初始弹道容易改变运动方向，造成散布。

推力偏心是引起火箭弹散布的重要干扰源，是一个完全随机的量。在推力矩作用下，弹轴将向推力矩的方向摆动，产生攻角和偏角，从而造成火箭弹散布较大。对于旋转稳定的火箭弹来说，提高转速可以很快地改变推力矩的方向，使其作用大部分相互抵消，减小推力偏心引起的散布。但初始转速过高会导致起始扰动过大，使提高转速受制。

火箭速度变化大也是平均偏角增大的原因之一。对于大长径比远程火箭，其在飞行过程中还可能由于攻角过大而产生非线性极限锥摆运动。

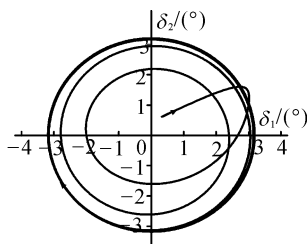


图 10 非对称赤道阻力矩作用下的极限圆锥运动

图 10~13 所示的非线性极限运动会造成全弹道阻力增大，产生弹道散布；因此，对于远射程的大长径比火箭，其弹道散布还应考虑非线性运动造成的影响。

5 结论

仿真结果表明：起始扰动、推力偏心和随机风对火箭散布的影响较大。但对于远射程的大长径比火箭，除了要考虑起始扰动、推力偏心、随机风、气动偏心、质量偏心、动不平衡等因素外，还要考虑非线性运动造成的影响。

参考文献：

- [1] 刘怡昕, 刘玉文. 外弹道学[M]. 北京: 海潮出版社, 1998.
- [2] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 北京: 兵器工业出版社, 1987: 5.
- [3] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2004: 11.
- [4] 韩子鹏. 弹箭外弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2008: 7.
- [5] 刘怡昕. 静不稳定尾翼式火箭的随机风偏与零风偏原理[J]. 兵工学报, 1985(1).
- [6] Liu Yixin. Study of wind deflection of unguided rocket. International Symposium on Ballistics[C]. 1988, 10, Nanjing, China.