

自旋火箭弹固体火箭发动机推力偏差 及初温对射程和横偏影响^{*}

刘 文 张为华 周珞晶 曾庆华

(国科科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 采用火箭弹 6D 弹道仿真软件, 就推力偏斜和横移对火箭弹射程和横偏的影响规律进行了仿真计算, 得到推力偏斜和横移对火箭弹射程和横偏的影响规律。此外就固体火箭发动机装药初温对发动机推力及火箭弹外弹道性能的影响, 分析了装药初温对火箭弹射程的影响规律。

主题词: 火箭弹, 推力偏差, 射程, 射弹散布分析, 射表编制

分类号: V435.11

EFFECT OF THRUST BIAS AND GRAIN INITIAL TEMPERATURE ON RANGE AND CROSSWISE DEVIATION OF SPINNING ROCKET

Liu Wen Zhang Weihua Zhou Luojin Zeng Qinhua

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: The effect of thrust direction variation and crosswise shifting on range and crosswise deviation of spinning rocket was studied using six-dimensional exterior trajectory simulation software. The effort of thrust direction variation and crosswise shifting on rocket range and crosswise deviation was discussed. The effect of grain initial temperature on the range of the spinning rocket was also analyzed.

Subject terms: Rocket projectile, Deviation of thrust, Firing range, Projectile dispersion analysis, Firing table establishment

1 引 言

火箭弹在制造过程中难免产生各种偏差, 在飞行过程中总会受到各种各样的干扰作用, 使其偏离预定弹道而产生误差。理论和实践表明, 火箭弹的推力偏斜和横移是引起弹道散布的主要因素之一^[1~3]。本文采用火箭弹 6D 弹道仿真软件, 就火箭弹的推力偏斜和横移对射程和横偏的影响规律进行了仿真计算, 得到不同推力偏斜和横移量对弹道的影响规律。由于火箭弹使用温度变化范围大, 装药初温的变化势必引起飞行弹道的显著变化, 进而影响发射参数的装订和射表编制。本文就装药初温对火箭射程的影响进行了探讨。

2 仿真物理和数学模型

火箭弹的动力学方程、运动学方程、质量方程和几何关系方程, 构成了火箭弹的 6D 运动

* 收稿日期: 1998-08-20, 修回日期: 1998-12-01

模型。为建立数学模型,引入地面坐标系、弹体坐标系、弹道坐标系、准弹体坐标系、准速度坐标系等,火箭弹质心运动的动力学方程组建立在弹道坐标系上,绕质心转动的动力学方程组则建立在准弹体坐标系上。

根据变质量刚体的动量定理及动量矩定理,火箭弹运动微分方程组为:

(1) 质心运动动力学方程组 (建立在弹道坐标系 $o-x_2, y_2, z_2$)

$$\begin{bmatrix} m(dV/dt) \\ mV(d\theta_v/dt) \\ -mV\cos\theta_v(d\varphi_v/dt) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{x_2} + F_{p_{x_2}} \\ F_{y_2} + F_{p_{y_2}} \\ F_{z_2} + F_{p_{z_2}} \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 m 为 t 瞬时火箭弹质量; V 为质心运动的绝对速度; F 为作用在火箭弹上的外力(推力除外); F_p 为作用在火箭弹上的推力。

(2) 绕质心转动的动力学方程组 (建立在准弹体坐标系 $o-x_3, y_3, z_3$)

$$\begin{bmatrix} J_{x_3}(d\omega_{x_3}/dt) \\ J_{y_3}(d\omega_{y_3}/dt) + (J_{x_3} - J_{z_3})\omega_{x_3}\omega_{z_3} + J_{z_3}\omega_{z_3}\dot{\gamma} \\ J_{z_3}(d\omega_{z_3}/dt) + (J_{y_3} - J_{z_3})\omega_{y_3}\omega_{z_3} - J_{y_3}\omega_{y_3}\dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{x_3} \\ M_{y_3} \\ M_{z_3} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中 J 为火箭弹惯量张量; ω 为火箭弹旋转角速度; M 为作用在火箭弹上的力所产生的力矩。

(3) 质心运动的运动学方程组 (建立在地面坐标系 $A-x, y, z$)

$$\begin{bmatrix} (dx/dt) \\ (dy/dt) \\ (dz/dt) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V\cos\theta_v\cos\varphi_v \\ V\sin\theta_v \\ -V\cos\theta_v\sin\varphi_v \end{bmatrix} \quad (3)$$

(4) 绕质心转动的运动学方程组 (建立在地面坐标系 $A-x, y, z$)

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_{x_3} - \omega_{y_3}\tan\theta \\ \omega_{y_3}/\cos\theta \\ \omega_{z_3} \end{bmatrix} \quad (4)$$

(5) 火箭弹质量变化方程

$$dm/dt = -q_m \quad (5)$$

式中 q_m 为固体推进剂质量秒流量。

几何关系方程为:

$$\sin\beta = \cos\theta_v\sin(\varphi - \varphi_v) \quad (6) \quad \sin\gamma_v = \tan\beta\tan\theta_v \quad (7)$$

$$\alpha = \theta - \sin^{-1}(\sin\theta_v/\cos\beta) \quad (8)$$

固体火箭发动机推力作用线与理论轴线的夹角称为推力线偏斜角,记为 β_F ,它是由发动机结构制造误差、结构变形及喷流不对称等因素引起的。推力偏斜产生附加干扰力矩,使推力方向与惯性基准轴不一致。推力作用线距火箭弹理论轴线的距离称为推力线横移,记为 Δy_F 和 Δz_F 。发动机装配误差等引起推力作用线横移。推力沿弹体坐标系三个坐标轴的分量为:

$$\begin{bmatrix} F_{p_{x1}} \\ F_{p_{y1}} \\ F_{p_{z1}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_p\cos\beta_F \\ F_p\sin\beta_F\cos\varphi_F \\ F_p\sin\beta_F\sin\varphi_F \end{bmatrix} \quad (9)$$

φ_F 为周向角,其值为 $0 \sim 2\pi$ 。附加干扰力矩沿弹体坐标系三个坐标轴的分量为:

$$\begin{bmatrix} \Delta M_{px1} \\ \Delta M_{py1} \\ \Delta M_{pz1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -F_{py1}\Delta z_F + F_{pz1}\Delta y_F \\ + F_{pz1} \cdot l \\ -F_{py1} \cdot l \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中 l 为全弹质心至固体火箭发动机喷管喉部之间的距离。

推力受固体火箭发动机装药初温影响。固体火箭发动机装药初温影响固体推进剂燃速,进而影响固体火箭发动机工作压强,从而影响固体火箭发动机推力和质量流量,影响发动机工作时间。燃速公式 $r=ap^n$ 中的燃速系数 a 受装药初温影响,采用燃速温度敏感系数 α_T 表示其影响。则

$$\begin{aligned} \alpha_p &= \alpha_T/(1-n), \quad F_p = F_{pst}[1 + \alpha_p(T_i - T_{st})] \\ p &= p_{st}[1 + \alpha_p(T_i - T_{st})], \quad q_m = q_{mst}[1 + \alpha_p(T_i - T_{st})] \\ t &= t_{st}/[1 + \alpha_p(T_i - T_{st})] \end{aligned}$$

式中下标 st 代表标准初温下的值, p 为燃烧室压强, T_{st} 为标准初温。通常取 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$, α_p 为压强温度敏感系数, T_i 为推进剂初温。

3 计算结果及分析

(1) 推力偏斜。不考虑推力横移,单纯考虑推力偏移,在标准初温 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下,应用火箭弹 6D 弹道仿真软件对火箭弹飞行弹道进行仿真计算,得到不同推力偏斜角 β_F 下的射程和横偏值,如表 1 所示。

Table 1 Effect of thrust direction variation on the range and deviation

$\beta_F/ (^{\circ})$	0	0.05	0.10	0.15	0.20
Range/km	107.648	106.920	105.069	101.612	94.869
Crosswise deviation/km	3.324	3.481	3.549	3.526	3.315

由表 1 可知,推力偏斜对射程影响显著,偏斜角为 0.2° 时,射程减少 11.87% ,对横偏也有一定影响。因此,在制造、安装时,应设法减少偏斜角。表 1 中推力偏斜角 β_F 为 0° 时,横偏不为零是由于火箭弹自旋及考虑地球哥氏惯性力作用的结果。

(2) 推力横移。不考虑推力偏斜,单纯考虑推力横移,在标准初温下,计算出不同推力横移量 Δy_F 和 Δz_F 下火箭弹的射程和横偏值,如表 2 所示。结果表明,推力横移对射程和横偏影响不大。

Table 2 Effect of thrust crosswise shifting on the range and crosswise deviation

$\Delta t_F/\text{mm}$	0	3	0	3
$\Delta z_F/\text{mm}$	0	0	3	3
Range/km	107.648	107.648	107.648	107.648
Deviation/km	3.324	3.324	3.324	3.324

(3) 推力偏斜和横移。考虑推力偏斜和推力横移,在标准初温下进行仿真计算,得到不

同推力横移量 Δy_F 和 Δz_F 及不同推力偏斜角 β_F 下火箭弹射程和横偏值, 见表 3。

Table 3 Effect of thrust variation on the range and deviation

$\beta_F / (^{\circ})$	$\Delta y_F / \text{mm}$	$\Delta z_F / \text{mm}$	Range/km	Deviation/km
0	0	0	107.648	3.324
0.1	1.5	1.5	105.109	3.404
0.2	3	3	95.954	2.547

从仿真计算结果分析, 当不考虑推力线偏斜, 只考虑推力线横移时, 对火箭弹的射程和横偏影响都不大; 当不考虑推力线横移, 只考虑推力线偏斜时, 对火箭弹的射程有较大影响, 对横偏也略有影响。这是由于火箭弹低速自旋时, 推力横移对弹道的影响被综合抵消, 而推力偏斜对射程的影响依然存在。

(4) 固体火箭发动机装药初温。考虑火箭弹使用温度变化范围大, 在弹道计算中应该考虑固体火箭发动机装药初温影响。当压强温度敏感系数 $\alpha_p = 0.00215$ 时, 应用火箭弹 6 D 弹道仿真软件对火箭弹飞行弹道进行仿真计算, 得到不同发动机装药初温下火箭弹的射程和飞行时间。如表 4 所示。

Table 4 The effect of grain initial temperature on the range and flight time

Temperature/ ($^{\circ}\text{C}$)	Range/km	Flight time/s	Temperature/ ($^{\circ}\text{C}$)	Range/km	Flight time/s
-40	110.434	184.413	10	108.178	183.978
-30	109.981	184.350	20	107.648	183.822
-20	109.059	184.176	30	107.315	183.741
-10	109.059	184.176	40	106.833	183.560
0	108.575	184.060	50	106.463	183.382

表 4 可知, 随着发动机初温的升高, 射程和飞行时间减小。对比最低和最高温度下的计算结果可以看出, 射程相差 3.971 km。因此, 火箭弹射表编制和发射参数的确定必须考虑装药初温的影响。

4 结 论

(1) 不考虑横移时, 推力偏斜对自旋火箭弹射程影响显著, 对横偏有一定影响; 单考虑推力横移, 对射程和横偏影响不大; 考虑推力偏斜和横移, 对射程和横偏都将产生影响。

(2) 为减小火箭弹性能偏差应从制造和安装上减小推力偏斜; 射表编制时, 应对推力偏斜横移进行修正。

(3) 为了减小装药初温影响, 应在固体火箭发动机设计上采取措施, 尽量采用低压强指数和低燃速温度敏感系数的固体推进剂。

参 考 文 献

- 1 钱杏芳. 导弹飞行力学. 北京: 北京工业学院出版社, 1987.
- 2 郭锡福. 火控弹道模型理论及应用. 北京: 国防工业出版社, 1997.
- 3 张 平, 孙维申. 固体火箭发动机原理. 北京: 北京理工大学出版社, 1992.