

蒙特卡洛法在火箭筒控系统中的应用*

孙丕忠 张为华 张育林

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

摘要 建立了火箭弹道仿真模型。用蒙特卡洛法对筒控火箭在无控条件下进行了模拟打靶。从其所有成功子样中统计出了火箭运动参数在主动段一系列时间点上的容许偏差。分别以上述时间点为起点,综合考虑运动参数偏差及其它随机偏差的影响,对落点散布进行了仿真分析。找出了合适的筒控时间终点及其运动参数容许的偏差范围,为筒控系统的设计提供了直接依据。

关键词 筒控系统, 仿真, 偏差, 散布分析

分类号 V412

The Application of Monte-Carlo Method in Designing Simple Control System of Rocket

Sun Pizhong Zhang Weihua Zhang Yulin

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract The ballistic simulation model is established for a rocket. A lot of simulation target practice of the rocket is done with Monte-Carlo method to the rocket under none-control condition. The allowable deviations of motion parameters of the rocket at a series of time-points in the power-flight phase are statistically counted from all success trajectories. By setting up motion parameters at above mentioned time-points as initial conditions respectively, the dispersion of falling points to the ground is analysed by simulation regarding to the influence of motion parameter deviations and the other random deviations. The suitable simple control terminal point and its deviations of motion parameters are found out, which provide useful information for designing simple control system of the rocket.

Key words simple control system, simulation, deviation, dispersion analysis

火箭精度分析是设计和使用部门均极为关注的问题。火箭落点精度包含两部分内容:一是火箭散布中心偏离标准瞄准点的距离大小,即系统误差,又称射击准确度,该误差不随一次射击若干发火箭的具体哪一发而改变;二是火箭发射后对散布中心的离散程度,主要是由于生产与装配的工艺误差,火箭在飞行过程中受到一些随机干扰量的影响而造成的落点散布,亦称为射击散布度。对于射击准确度,如果通过飞行实验对其作出评定,则在具体一发火箭射击时,可作为系统误差予以修正。因此,在讨论精度指标时,更为关注射击散布度。

对于带有筒控系统的近程火箭,其在飞行过程中不可避免地受到诸如推力偏斜、推力作用线横移、质心横移、风等随机干扰因素的影响,如何设计筒控系统以及筒控系统是否能达到战术技术指标要求,都有赖于火箭的精度分析来完成。随着计算机技术的高速发展,数值仿真已越来越受设计者们的青睐。它既可减少研制成本,又可缩短研制周期,在现代武器设计中已发挥出了极其重要的作用。对筒控火箭的精度分析,采用蒙特卡洛法进行计算机模拟打靶。一方面,通过对无控火箭的打靶实验可以找出合理的筒控段终点弹道参数容许的偏差范围,为筒控系统提供设计依据;另一方面,当筒控系统设计完成后,又可通过模拟打靶实验来检验火箭总体设计是否满足战术技术指标要求。

1 蒙特卡洛法及主要偏差因素

* 校重点预研项目基金资助

1998年12月收稿

第一作者:孙丕忠,男,1969年生,讲师,博士生

1.1 蒙特卡洛法

蒙特卡洛法又称为统计实验法,其基本思想是利用计算机的数值模拟来代替飞行实验,其模拟打靶的基本步骤如下:

- (1) 建立弹道仿真数学模型;
- (2) 确定火箭在飞行过程中的各种随机偏差因素及各种偏差因素的分布规律;
- (3) 根据各随机变量的分布规律,构造相应的数学概率模型,以产生各随机变量的抽样值;
- (4) 将随机变量的抽样值送入数学模型。模拟打靶多次,即得随机弹道参量的子样;
- (5) 对打靶结果进行统计处理。

1.2 主要偏差因素

筒控火箭在飞行过程中,大致受到以下十种随机干扰因素的影响。各干扰因素及其极限偏差如下:

- | | |
|---|--|
| (1) 推力大小偏差(0.35%) | (6) 平均风偏差(1%) |
| (2) 推力作用线横移($\Delta y = \Delta z = 0.0035\text{m}$) | (7) 随机风 |
| (3) 推力作用线偏斜($\eta_k = 0.6^\circ$) | (8) 质量偏差($\pm 2\text{kg}$) |
| (4) 气动力系数偏差(1%) | (9) 质心位置偏差($\Delta y = \Delta z = 0.0035\text{m}$) |
| (5) 大气密度偏差(1%) | (10) 转动惯量偏差(0.5%) |

其中,除推力作用线偏斜方位角服从 $[0, 2\pi]$ 之间的均匀分布之外,其它偏差因素均认为服从正态分布规律。

1.3 随机变量抽样

随机变量抽样的基本思路是先产生 $(0, 1)$ 之间均匀分布的随机数,再通过相应的变换产生各种其它分布规律的随机变量。

- (1) $(0, 1)$ 均匀分布的随机数
- (0, 1)间均匀分布的随机数由计算机内在子程序产生。
- (2) 标准正态分布 $N(0, 1)$ 随机数

设 r_1, r_2 为 $(0, 1)$ 之间均匀分布的两个随机数,则由以下公式可以产生标准正态分布 $N(0, 1)$ 的随机数 z_1, z_2 。

$$z_1 = \frac{-2\ln r_1 \cos(2\pi r_2)}{\sin(2\pi r_2)} \quad (1)$$

$$(3) \text{ 正态分布 } N(\mu, \sigma) \text{ 的随机数 } z^2 = \frac{-2\ln r_1}{z} = \mu + \sigma z_1 \quad (2)$$

$$(4) [a, b] \text{ 间均匀分布的随机数 } y = a + (b - a)r_1 \quad (3)$$

2 弹道仿真模型

在关于弹道仿真模型著述^{[1],[2]}中只讨论了一种欧拉方程,且认为火箭质心落在火箭几何对称轴上。这些方程都只适用于求解姿态角在一定变化范围内的标准弹道方程。对于全姿态范围内变化的偏差弹道方程,目前尚未见系统公开的著述。我们根据研制某飞行器仿真软件的经验,建立了适用于全姿态各种偏差仿真的通用弹道仿真模型。对全姿态方程引入了双欧法^[3]来消除方程的奇异性,避免了四元数法由积分求有界参数难以确定边界值而产生的方法误差。对存在质心偏移的弹道方程,引入了质心坐标系的概念,将火箭的运动分解为随实际质心平动坐标系的平动和绕实际质心平动坐标系的转动,建立了在质心坐标系上的火箭运动方程。由于篇幅所限,有关偏差弹道全姿态方程的通用弹道仿真模型在此不详细列出。

3 仿真结果分析及结论

- (1) 对各种单项偏差因素对落点散布的影响进行了大量的仿真计算,结果表明:

①推力大小、质量、转动惯量、气动力系数及大气密度偏差在偏差范围内对落点散布影响不大,取每种偏差的极限值计算其落点散布均在要求范围内。

②推力偏斜、推力作用线横移以及质心位置偏差在无控时影响主动段姿态及横侧向运动,因而是影响散布的主要因素。

(2) 某筒控火箭在无控条件下,考虑 17 种偏差因素时落点要求半数必中圆内的成功频率为 5.1% (子样 2000 条),挑出这些成功弹道在主动段一系列时间点上(分别记为 t_1 、 t_2 、 t_3 、 t_4 、 t_5) 的运动参数,统计出运动参数在这些点处的容许偏差,其偏差值见表 1。

表 1 运动参数在给定时间点处的容许偏差

Tab. 1 Allowable Deviations of Motion Parameters at Given Time-points

t (s)	ΔV_x (m/s)	ΔV_y (m/s)	ΔV_z (m/s)	ΔX (m)	ΔY (m)	ΔZ (m)	$\Delta \alpha_x$ (rad/s)	$\Delta \alpha_y$ (rad/s)	$\Delta \alpha_z$ (rad/s)	$\Delta \phi$ ($^\circ$)	$\Delta \psi$ ($^\circ$)	$\Delta \gamma$ ($^\circ$)
t_1	17.805	12.084	2.615	56.137	36.509	8.373	.16141	.00290	.00132	1.6207	.19546	27.405
t_2	23.024	16.443	3.346	96.770	64.814	14.205	.23113	.00285	.00270	1.6735	.19735	49.650
t_3	29.483	2.300	4.284	149.01	103.24	21.519	.33322	.00237	.00309	1.6926	.19841	68.100
t_4	38.019	30.599	5.435	216.02	155.54	30.778	.48666	.00207	.00245	1.7150	.19937	71.163
t_5	43.341	37.638	6.368	277.73	206.65	39.421	.63593	.00186	.00240	1.7341	.19966	72.802

(3) 分别以上述时间点处的标准弹道运动参数为初始条件,考虑上述 12 种运动参数偏差并近似认为其分布规律服从正态分布,再综合考虑前述 17 种偏差因素进行模拟打靶(子样 2000 条),落点在要求半数必中圆内的成功频率分别为 57%, 55.5%, 56%, 54.5%, 54%。由此可见,当筒控系统终点设在上述所选时间点上任一点时,只要弹道参数控制在各自容许偏差范围内,均能满足战术技术要求。虽然随着控制时间的增长,控制要求略有放松(表现在 $\Delta \phi$ 、 $\Delta \psi$ 略微增大),但就火箭成本而言,控制时间越长,成本越高,因而控制时间选在 t_1 处较合适,控制范围为 $\Delta \phi = 1.6207^\circ$; $\Delta \psi = 11.7^\circ$ 。为增加设计余量,筒控系统调姿准则选为 $\Delta \phi = 1^\circ$; $\Delta \psi = 8^\circ$,即当俯仰角偏差超过 1 或偏航角偏差超过 8 时,打开相应姿控动力系统进行调整。控制仿真结果表明:该调姿准则及控制范围可行。

参考文献

- 1 贾沛然. 远程火箭弹道学. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993
- 2 钱杏芳, 等. 导弹飞行力学. 北京: 北京工业学院出版社, 1987
- 3 黄雪樵. 克服欧拉方程奇异性的双欧法. 飞行力学, 1994, 12(4): 28~37