

发动机分离对精确制导火箭弹散布的影响因素分析与仿真*

徐敬青¹, 齐杏林¹, 王军波², 焦建设²

(1 解放军军械工程学院, 石家庄 050003; 2 63961 部队, 北京 100010)

摘要:为了分析发动机分离对主弹体散布的影响,通过对分离过程进行受力分析,确定了反向燃气喷流、分离速度误差为主弹体散布的扰动因素。通过选择不同分离点,采用蒙特卡洛方法进行仿真分别得到两种影响因素下的落点散布。结果表明:分离速度误差只对距离散布有影响,并随射程和射角的增大而增大;反向燃气喷流对距离散布和方向散布都有影响,方向散布随射程和射角增加而增大,距离散布随射程的增大而增大,随射角的增大而减小;不同分离点弹道参数和大气参数的差异对散布无明显影响。

关键词:落点散布;发动机分离;分离速度误差

中国分类号:TJ71;TJ760.36 **文献标志码:**A

The Influence Factor Analysis and Simulation of Precision Guided Rocket Dispersion during Engine Separation

XU Jingqing¹, QI Xinglin¹, WANG Junbo², JIAO Jianshe²

(1 Ordnance Engineering College, Shijiazhuang 050003, China; 2 No. 63961 Unit, Beijing 100010, China)

Abstract: In order to analyze the influence factor of PGR dispersion, the influence factor was determined by analyzing force of main rocket body and engine, i. e. reverse gas jet and separating speed error. Shooting test was simulated by Monte Carlo after choosing different separation points. The result of simulation shows the separating speed error only effects on range dispersion, which is worse with the increase of range and fire angle. Reverse gas jet has effect on both range dispersion and lateral dispersion. Lateral dispersion is worse with range and fire angle increase. Range dispersion is worse with range increase and better with fire angle increase. Trajectory parameter and air parameter at different separation point has no effect on dispersion.

Keywords: impact point dispersion; engine separation; separating speed error

0 引言

精确制导火箭弹是利用火箭发动机作为动力装置,采用发动机速度分离技术和中制导技术实现弹道修正控制,采用激光末制导技术实现远程精确打击的一种武器系统。当精确制导火箭弹飞行速度达到射前装定速度时,发动机与主弹体分离。经靶场试验测得分离速度与装定速度有一定的偏差,并且发动机分离过程中也将产生对主弹体运动的一些影响因素,这些因素都会导致主弹体产生散布。文献[1]采用流场数值模拟和弹道仿真相结合对导弹自控终点侧向散布进行仿真,主要考虑机弹分离时刻所受的气动干扰对散布的影响。文献[2-3]中针对潜射导弹的运载器散布情况进行了分析,它通过建立该运载器的运动方程,并将分离时刻的状态作为初始状态,并且认为

所有运动参数都存在一定误差条件下,对运载器的散布进行了分析。文中主要针对几个受影响的参数对散布的影响进行仿真分析,并研究这些因素对主弹体散布的影响。

1 发动机分离对主弹体散布的影响因素分析

1.1 发动机分离过程

远程精确制导火箭弹是靠分离机构的锁扣把主弹体和发动机连接成一个整体。发动机工作过程中,分离机构在弹上计算机控制下点燃分离电爆管,将锁扣打开;活塞在发动机高压燃气的作用下,推动主弹体向前运动,直至将主弹体推出分离机构;此时由于活塞向前运动,在发动机头部露出一个通道,高温高压的燃气迅速穿过通道进入8个反推喷管的空腔,并

* 收稿日期:2011-05-31

作者简介:徐敬青(1983-),男,山东胶南人,博士研究生,研究方向:制导弹药总体技术。

冲破堵盖,从而产生反推力,主弹体与发动机分离之后,发动机燃气通过活塞孔反向泄气。由于主弹体只有空气阻力的作用,仍可依靠惯性向前飞行;而发动机在空气阻力和反推力的作用下,速度迅速下降,远离主弹体,最终落地。

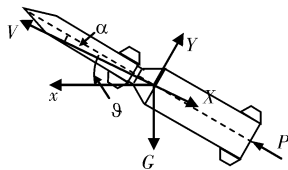
1.2 分离过程受力分析

通过以上对分离过程的分析,结合分离原理,可将上述分离过程分为以下 3 个阶段,分别研究其受力情况,分离过程和受力分析见图 1。

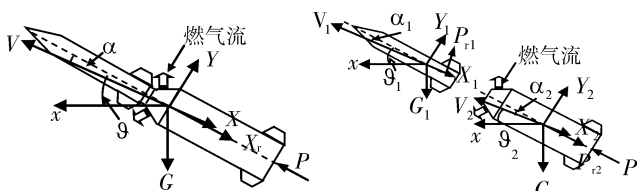
阶段 I:分离机构接到分离信号,锁扣打开,反推喷管未打开,活塞在通道内产生轴向运动,到反向喷管打开之前。该阶段主弹体和发动机为一整体,所以对整体进行受力分析,其受力有阻力 X 、升力 Y 、发动机推力 P 。

阶段 II:反向喷管打开,发动机开始反向喷出燃气,到主弹体与发动机脱离。该阶段主弹体和发动机仍为一整体,对其进行受力分析,有阻力 X 、升力 Y 、燃气反向喷流引起的阻力 X_1 、发动机推力 P 。

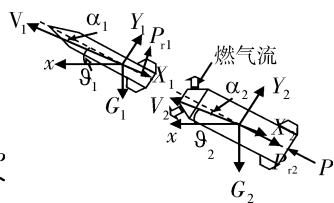
阶段 III:主弹体与发动机脱离到离开发动机反向燃气的作用区。该阶段主弹体与发动机已分开成两个独立的部分,其受力需要分别分析,主弹体受力有阻力 X_1 、升力 Y_1 、燃气的扰动力 P_{r1} ,发动机受力有阻力 X_2 、升力 Y_2 、发动机推力 P 、燃气反作用力 P_{r2} 。



(a)阶段 I



(b)阶段 II



(c)阶段 III

图 1 发动机分离过程示意图

1.3 发动机分离对落点散布的影响因素分析

以上针对发动机分离各个阶段的弹体受力进行了分析,在分离的前两个阶段,发动机和主弹体尚未全部分离,作为一个整体,反向燃气喷流对整个弹体的影响是形成阻力。而第三个阶段,发动机和主弹体已经分离,反向燃气喷流对发动机和主弹体的影响不能作为一个整体进行分析,在该过程中弹体受到的力和力矩都会发生变化,其中主弹体要受到反向燃气喷流的作用力。通过质心运动动力学方程式(1)可知,弹体受力直接影响速度、弹道倾角和弹道偏角。

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha \cos \beta - X - mg \sin \theta$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P(\sin \alpha \cos \gamma_V + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma_V) + Y \cos \gamma_V - Z \sin \gamma_V - mg \cos \theta - mV \cos \theta \frac{d\psi_V}{dt} = P(\sin \alpha \sin \gamma_V - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma_V) + Y \sin \gamma_V + Z \cos \gamma_V \quad (1)$$

由弹体运动方程:

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \psi_V$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta$$

$$\frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi_V$$

可知,落点散布与速度、弹道倾角和弹道偏角有直接关系,因此在进行弹体的散布分析时主要考虑反向燃气喷流对速度、弹道倾角和弹道偏角的影响。另外,经试验测得发动机分离速度也存在一定误差,这对主弹体的散布也将产生影响。在同一射角下,不同分离速度时的弹道示意图见图 2,由图所示不同的分离点处于不同高度,相应的对应不同的弹道参数和大气参数,这对不同分离点的主弹体散布也可能产生影响。另外,由弹道学理论可知,射角对散布状况也有影响。因此,不同射程下影响散布状况的因素还有射角和不同分离点的弹道参数和大气参数。

为了研究以上影响因素对主弹体散布的影响状况,将进行以下三个方面的分析。

- 1)同射角下,选择不同分离点进行弹体散布仿真,分析不同分离点在反向燃气喷流和分离误差影响下的散布;
- 2)同射角同射程下,不同分离点散布状况对比,分析弹道参数和大气参数对散布的影响;
- 3)不同射程下,相同分离速度散布情况对比,分析主弹体散布情况随射角的变化情况。

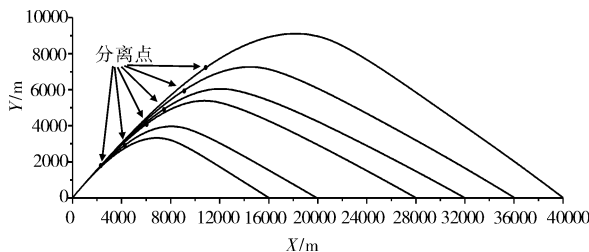


图 2 发动机分离点在空间的分布示意图

2 发动机分离对落点散布的影响仿真

2.1 仿真分析前的假设

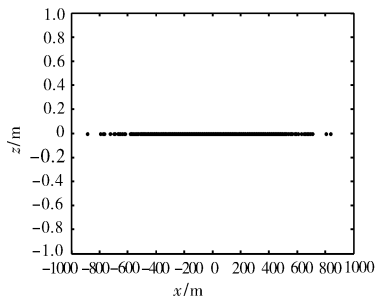
文献[3]中为分析潜射导弹的运载器散布,将分离点的状态作为初始状态,在文中拟将分离过程结束

后的时刻作为初始状态,由于反向燃气流产生扰动力和扰动力矩对主弹体的影响难以测试,而在文中主要进行多个量之间对比得到定性结论,而不必得到量化结论,因此文中采用该处理方式也是合理的。在此假设的基础上,可以将反向燃气流产生的影响以初始射角偏差和初始偏角偏差的方式引入,其分布规律服从标准正态分布。另外,发动机分离是采用在发射前装定分离速度,通过实验测得分离误差在 $\pm 5\text{m/s}$ 以内。有了以上假设,并确定了扰动因素的分布规律,就可以采用蒙特卡洛法进行模拟打靶来研究散布情况。

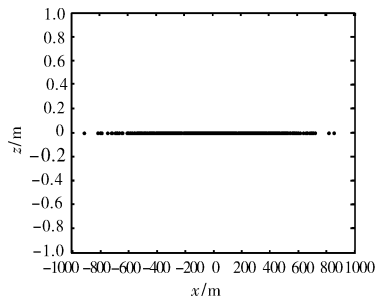
2.2 相同射角下不同分离点的散布情况对比

在进一步分析之前,首先进行标准大气参数下的全弹道仿真,从仿真结果中选择不同分离点,其弹道参数如表 1 所示。

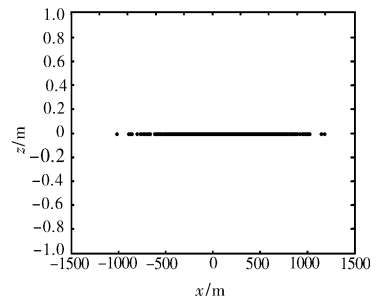
以下将针对表中的 6 个分离点进行仿真分析。



(a) 分离点 F2

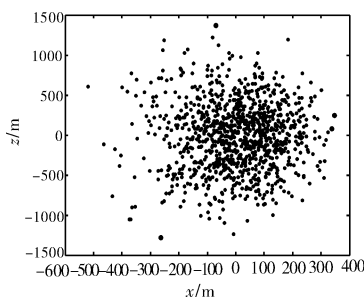


(b) 分离点 F4

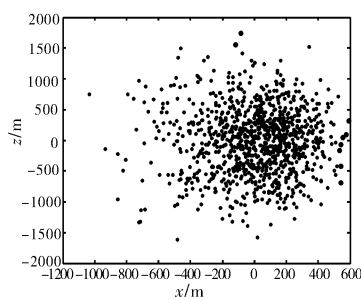


(c) 分离点 F6

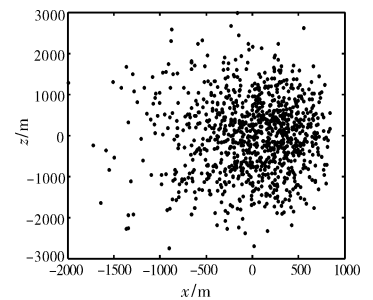
图 3 发动机分离速度误差对散布的影响



(a) 分离点 F2



(b) 分离点 F4



(c) 分离点 F6

图 4 发动机分离扰动对散布的影响

为了分析上述仿真结果与射程之间的关系,将分离速度误差造成的最大散布和分离扰动造成的散布随射程的变化情况,统计后做成表 2 进行对比分析。

由表 2 可知,分离速度误差造成散布中间误差随射程的变化相对较小;由分离扰动造成的方向中间误差 E_x 随射程的增大变化较大,距离中间误差 E_r 的变化相对于 E_x 要小。但通过以上分析,还不能看出弹道参数和大气参数对散布的影响。

表 1 不同分离点的弹道参数

分离点	分离速度/(m/s)	弹道倾角/rad	弹道偏角/rad	弹道高度/m	气压/Pa
F1	500	0.83758	0	435	94965
F2	600	0.83205	0	626	92816
F3	700	0.82764	0	837	90494
F4	800	0.82406	0	1063	88060
F5	900	0.82104	0	1306	85502
F6	1000	0.81834	0	1578	82718

对分离速度误差在不同的分离点对精确制导火箭弹的散布影响仿真部分结果见图 3,由图可见发动机分离速度散布对距离散布的影响较大,对方向散布无影响,并且随着分离速度的增大,距离散布在增大。

对分离扰动在不同的分离点对精确制导火箭弹的散布影响分析见图 4,由此可见发动机扰动对距离散布的影响相对于对方向散布的影响要小,并且随着分离速度的增大,射程也随之增大,方向散布和距离散布都在增大。

2.3 同一射角不同分离点在同一射程处的散布情况

为了进一步对比 6 个分离点在相同射程下由分离扰动造成的散布状态,对同一射程下的横向散布状况进行了仿真,得到的结果如表 3 所示。

由表 3 的仿真结果可知,不同分离点造成的散布,在相同的射程是一样的。因此可以判断,不同分离点造成的散布差别主要与射程有关,与分离点处的弹道参数和大气参数无关。

表 2 仿真数据

分离点	射程均值/m	分离速度误差影响				分离扰动影响			
		散布最大值/m		中间误差/m		散布最大值/m		中间误差/m	
		X_{max}	Z_{max}	E_x	E_z	X_{max}	Z_{max}	E_x	E_z
F1	17927	850	0	172	0	75	1050	9	216
F2	23638	900	0	184	0	530	1400	95	284
F3	29984	940	0	190	0	1040	1750	178	360
F4	36379	940	0	189	0	1200	2100	214	437
F5	43315	1010	0	211	0	1520	2500	273	520
F6	51538	1110	0	236	0	1740	3000	315	619

表 3 等射程下的横向散布仿真结果

分离点	射程/m	分离扰动影响		分离速度误差	
		散布最大 值 X_{max}/m	散布最大 值 Z_{max}/m	E_x	E_z
F1	17920	0	1050	0	216
F2	17920	0	1050	0	216
F3	17920	0	1050	0	216
F4	17920	0	1050	0	216
F5	17920	0	1050	0	216
F6	17920	0	1050	0	216

数如表 4 所示。

表 4 三个射角下各分离点弹道参数

射角/ (°)	分离速 度/(m/s)	弹道倾 角/rad	弹道偏 角/rad	弹道高 度/m	气压/Pa
40	1000	0.58875	0	1210	86511
45	1000	0.68336	0	1371	84829
52	1000	0.81834	0	1578	82718

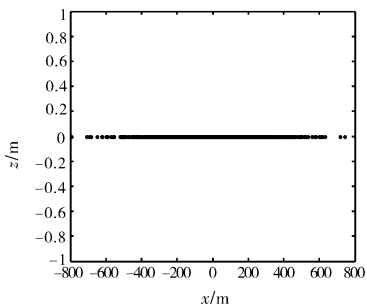
仿真结果见表 5、图 5、图 6，由结果可以看出，射角越小，速度分离误差造成的散布越小；由分离扰动造成的散布随射角的减小，距离散布增大，方向散布减小。

2.4 不同射角相同分离速度下散布情况

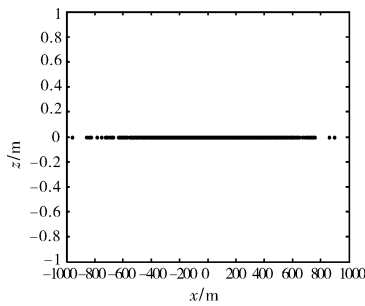
为了对比不同射角，相同分离速度条件下弹体散布情况，分别选取 40°、45°、52°射角，在 1000 m/s 分离速度下进行落点散布仿真，此时 3 个分离点的弹道参

表 5 三射角下的仿真数据

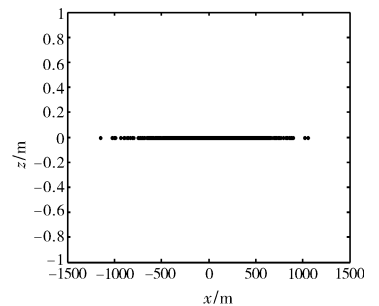
射角/(°)	射程均值/m	分离速度误差影响				分离扰动影响			
		散布最大值/m		中间误差/m		散布最大值/m		中间误差/m	
		X_{max}	Z_{max}	E_x	E_z	X_{max}	Z_{max}	E_x	E_z
52	51538	1110	0	236	0	1740	3000	315	619
45	44664	980	0	198	0	3210	2652	591	536
40	38760	705	0	164	0	3310	2250	673	463



(a) 射角 40°



(b) 射角 45°



(c) 射角 52°

图 5 不同射角下发动机分离速度误差对散布的影响

步对比分析了考虑离散相模型前后羽流轴线上的速度分布情况,结果显示速度数值差别很大,颗粒运动对燃气的滞后效应很明显。因此,在改性双基推进剂羽流计算中,需要考虑有限速率化学反应模型和离散相模型的共同影响。

参考文献:

[1] Sanford Gordon , Bonnie J McBride. Computer program for calculation chemical equilibrium compositions and applications; I Analysis, NASA RP-1311[R]. 1994.
 [2] Bonnie J McBride, Sanford Gordon. Computer program for calculation chemical equilibrium compositions and applications; II Users Mawual and profram description, NASA - RP-1311 [R]. 1996.
 [3] J Troyes, I Dubois, V Borie, et al. Multi-phase reactive numerical simulations of a model solid rocket motor exhaust jet, AIAA2006-4414[J]. 2006.

[4] Xiao-Yen J Wang, James R Yuko. Thermal analysis on plume heating of the main engine on the crew exploration vehicle service module, NASA/TM - 2007 - 215049 [R]. 2007.
 [5] NATO Research and Technology Organisation. Terminology and assessment methods of solid propellant rocket exhaust signature, AGARD-AR-287[R]. 1993.
 [6] 徐义华,胡春波,张胜敏,等. 固体火箭发动机羽流红外辐射特性研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(2): 176-181.
 [7] 李猛,王宏. 火箭发动机排气羽流特征信号预示技术研究综述[J]. 飞航导弹, 2010(3): 54-57.
 [8] 李猛,王宏,陈雪莉. 复杂化学平衡应用计算程序[J]. 四川兵工学报, 2010, 31(9): 132-134.
 [9] 王伟臣,魏志军,等. 后燃对火箭发动机羽流红外特性的影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(11): 2612-2618.

(上接第 122 页)

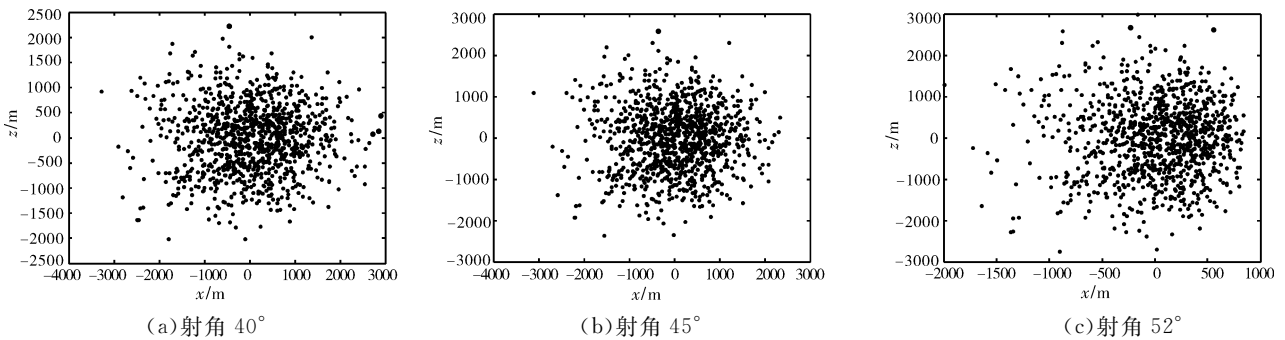


图 6 不同射角下发动机分离扰动对散布的影响

3 结论

文中的研究可得到如下结论:

- 1) 通过受力分析,确定发动机分离时刻的分离扰动和分离速度误差将对主体散布产生影响;但散布状况还与射角和分离点所处的弹道参数和大气参数有关;
- 2) 通过仿真可知,发动机分离速度误差只对距离散布有影响,并且距离中间误差随射程的变化较小;分离扰动对精确制导火箭弹的距离散布和方向散布影响较大,方向散布比距离散布要大;
- 3) 精确制导火箭弹散布范围的大小主要与射程有关,与分离点所处的弹道参数和大气参数无关;
- 4) 分离速度误差引起的距离散布随射角的增大而增大,分离扰动引起的距离散布随射角增大而减小,方向散布随射角增大而增大。

因此,在进行精确制导火箭弹的研究过程中,应更加重视分离速度误差和分离扰动在不同射程下造成的散布,确定中制导修正的最大位移量,为中制导的设计提供依据。

参考文献:

[1] 刘济民,侯志强,宋贵宝,等. 机弹分离气动干扰对导弹自控终点散布影响仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(6): 1355-1359.
 [2] 葛晖,张宇文,周秦英. 潜射导弹运载器分离体散布范围分析[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(4): 859-865.
 [3] 葛晖,张宇文,周秦英. 潜射导弹运载器分离体下沉弹道散布影响因素仿真分析[J]. 兵工学报, 2006, 27(3): 571-575.
 [4] 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, 2011.