

头部偏转火箭弹气动特性及弹道规律研究*

李雄, 魏继锋, 徐豫新, 王树山

(北京理工大学爆炸科学与技术国家重点实验室, 北京 100081)

摘要:为了得到头部偏转对落点偏离瞄准点距离的影响规律,进行了头部偏转火箭弹的气动和弹道规律研究。首先以某单兵火箭弹为对象进行了射击试验。采用数值仿真方法对头部偏转火箭弹气动特性进行了相关数值仿真,计算结果与试验数据吻合较好。以此为基础进行了进一步数值仿真计算。结果表明头部偏转方向对偏离方向具有决定性作用,在射击距离 200 m 时射程修正量为 0.43 m;头部偏转角度和射程相同时,飞行速度超过某个值后,偏离距离基本不再改变。

关键词:单兵火箭弹;头部偏转;气动特性

中图分类号:TJ011.2 **文献标志码:**A

Aerodynamic Characteristics and Trajectory of Rocket with Deflected Head

LI Xiong, WEI Jifeng, XU Yuxin, WANG Shushan

(State Key Laboratory of Explosion Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to obtain the influence law of head deflection on distance between aiming point and impact point, the law of aerodynamic characteristics and trajectory was studied based on individual rocket. Experiment of firing individual rocket was made. Numerical simulation about aerodynamic characteristics of the rocket was taken, the calculating results agree well with experimental ones. Then based on it, further numerical simulation was made, the results shows that the direction of deflected angle determines the direction of impact point, the correction reaches 0.43 m at the range of 200 m. With same head deflection angle and range, off-range distance no longer varies when flight speed exceeds certain velocity.

Keywords: individual rocket; head deflection; aerodynamic characteristics

0 引言

目前,绝大多数的制导武器通过可偏转面进行控制,其中大多采用舵机或脉冲助推器进行飞行控制。舵机虽然具有控制效果好、技术成熟等优点,但是其控制执行机构较复杂,可靠性较低^[1];而脉冲助推器的作用时间短,控制能力有限,精度低^[2]。头部偏转是一种通过控制头部偏离弹体轴线产生控制力的新型控制方式。此控制方式比较新颖,增大了控制面的面积,较传统控制方式具有以下优点:1) 弹箭气动外形简单,结构更加紧凑,并且弹体仍然保持原有的气动外形;2) 控制部分在质心前方,机动性好;3) 降低气流的干涉作用,提高控制面的操纵效率,增大机动能力。

关于头部偏转方式的研究,国内外进行了一系列气动特性的理论分析和实验研究。Landers^[3]通过风洞实验研究表明在马赫数 3.0 和 6.0 时,头部偏转方式相对鸭舵方式阻力减小 5% ~ 13%。Mifsud 等人^[4]

针对可偏转头部的尾翼稳定弹丸进行研究。结果表明头部偏转 8° 在攻角 1° 时升力系数能提高一倍。Vaughn^[5]对头部偏转进行了一些气动特性的理论分析和试验研究。王飞等人^[6]对头部偏转弹丸的气动特性进行研究,结果表明当头部偏角达到 4.5° 时,射程提高了 77%。魏方海等人^[7]对偏转头部火箭弹研究表明,攻角为 5° 和马赫数为 2.0 条件下,火箭弹升阻比达到 1.3,气动升力超过 2 500 N。朱锐^[8]对省去舵翼的偏头弹丸研究表明,头部偏转 4° 弹丸升力提高 23.7%,升阻比提高 8.8%。李明^[9]对偏转头部火箭弹研究表明,头部偏角使得头部阻力系数减小。王梦龙^[10]对有头部偏角火箭弹研究表明,纵向和侧向修正量分别达到 1 420 m 和 559 m。

以往研究主要集中于头部偏转对气动特性影响规律和射程改变,并主要是进行相关数值模拟和仿真分析。文中进行基于某单兵火箭弹的头部偏转弹道特性飞行试验,结合数值仿真计算对气动特性进行研究

* 收稿日期:2013-07-03

作者简介:李雄(1989-),男,贵州大方人,硕士研究生,研究方向:智能化弹药。

和分析,研究了头部偏转对弹道影响规律。

1 试验研究

首先基于某单兵火箭弹进行头部偏转的弹道特性飞行试验,研究头部偏转对弹道特性的影响。通过炮架固定火箭弹,采用电激发的方式启动火箭弹,对每发火箭弹通过测速仪进行速度测量,最终记录每一发火箭弹偏离瞄准点的位置。对头部偏转的试验用火箭弹进行了5发试验,试验布置如图1所示。

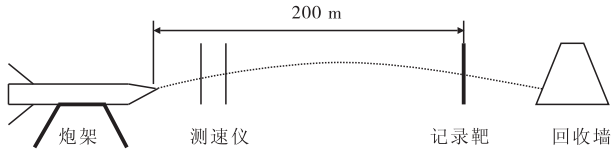


图1 试验布置示意图

试验采用八尾翼稳定火箭弹,在风帽处相对弹轴偏转 5° ,如图2所示。



图2 实验用火箭弹示意图

发射之前火箭弹头部偏角全部放置向左,最终火箭弹落点相对瞄准点偏左,可以看出头部偏转引起的落点偏离现象明显,并且偏转方向决定落点偏离瞄准点的方向。通过对头部偏转的试验用火箭弹进行射击试验,获得结果如表1所示。

表1 试验偏移瞄准点距离

	射程 /m	偏移 /m	速度 /($m \cdot s^{-1}$)
第一发		0.44	147
第二发		0.42	147
第三发	200.0	0.48	146
第四发		0.39	150
第五发		0.42	148
平均值	200.0	0.43	148

通过试验及其结果数据可见:1) 头部偏转方向决定落点偏离方向。最终的落点所偏离瞄准点的方向与发射时头部偏转方向一致。2) 平均偏离距离达到0.43 m,而无偏转的单兵火箭弹密集度为 $0.15 m \times 0.15 m$,所以在射程200 m和速度平均148 m/s的情况下,头部偏转 5° 的单兵火箭弹能往某一方向偏离瞄准点0.355 m。

2 数值仿真研究

2.1 数值计算模型

为了进一步研究,飞行速度对火箭弹落点偏离瞄准点距离影响的规律,进行了一系列数值仿真。针对不同马赫数下头部偏转火箭弹的气动特性及其升阻系数进行研究。

采用 Solidworks 软件对头部偏转的火箭弹进行三维几何模型的创建,通过几何格式文件 parasolid 导入专业的前处理软件 ICEM 进行网格划分,该火箭弹几何模型如图3所示。

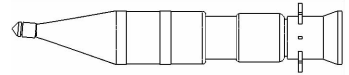


图3 头部偏转火箭弹几何模型

由于所计算的火箭弹外形比较复杂,而且非结构网格的自适应性好,因此在该研究中采用 ICEM 网格划分软件建立非结构网格离散计算域,并对弹体表面进行网格加密。计算网格数量为146万,劣质网格数少于0.01%。为提高计算结果的准确性,越靠近弹体,网格越密集。

文中采用工程流场计算的主要工具 FLUENT 进行气动计算。为了能够更加真实的模拟流场,将计算区域圆柱体两底面前后各为进口和出口,侧面为自由滑移绝热条件,弹体表面为无滑移的绝热粘性固壁条件,空气域选择理想流体。由于计算模型面对称、流场对称、初始条件和边界条件对称,为了减少计算时间,建立关于对称面对称一半的模型进行计算,同时为了满足湍流仿真和粘性仿真的要求,对弹体周围网络做加密和附面层控制。数值计算的网格划分示意图如图4所示。

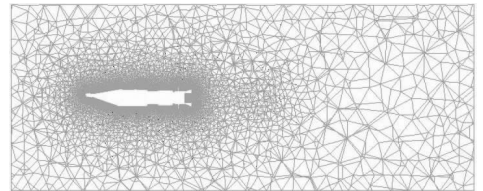


图4 网格划分示意图

2.2 计算结果及分析

通过计算得到在马赫数0.29 ~ 0.68之间的阻力系数和升力系数。数值模拟的流场和等压力云图如图5和图6所示。

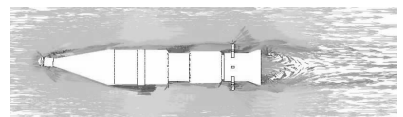


图5 马赫数0.59时流场示意图

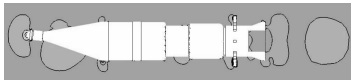


图 6 马赫数 0.59 时等压力云图

正是由于头部偏角的存在,使上下表面产生一个压差,并导致头部产生一个附加气动力和力矩,进而改变弹体姿态,实现对弹道的控制。由于头部偏角的存在,上下区域流场不对称,下表面压强、温度、密度明显比上表面高,流场速度则是上表面高于下表面。

针对 10 种不同马赫数下的原弹和头部偏转弹的数值仿真,计算结果如表 2 所示。

表 2 不同马赫数下的升阻

速度	马赫数	原弹 升力系数	原弹 阻力系数	升力系数	阻力系数
208	0.68	- 5.26E - 04	0.453 0	0.011 6	0.526 4
178	0.59	- 4.67E - 04	0.421 2	0.009 5	0.523 3
148	0.49	- 4.07E - 04	0.387 2	0.006 1	0.459 3
138	0.45	- 2.53E - 04	0.365 1	0.004 3	0.413 1
128	0.42	- 1.96E - 04	0.343 8	0.003 3	0.323 9
118	0.39	- 1.32E - 04	0.297 7	0.002 6	0.196 5
88	0.29	- 1.27E - 04	0.160 9	0.001 4	0.087 1

在马赫数小于 0.35 时,原弹的阻力系数大于头部偏转弹的阻力系数;随着马赫数增加,情况截然相反。实际上压缩性不同流动特性就不同,对空气动力的影响也不同。

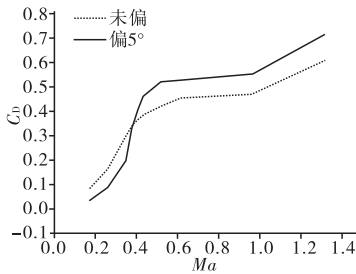


图 7 阻力系数随着马赫数变化规律

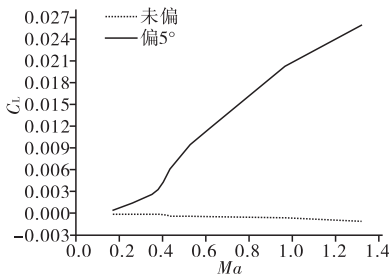


图 8 升力系数随马赫数的变化规律

从图中看出,阻力系数随着马赫数的增加呈现指数增加趋势,而升力系数随着马赫数的增加呈现指数增加趋势;原火箭弹和头部偏转火箭弹阻力系数在马

赫数 0.35 左右呈现差异。在马赫数小于 0.3 时密度变化不到 5%,一般可以把这种流动近似的看作是**不可压缩的,而马赫数 0.35 左右也作为非对称流动下气体可否压缩的分界点。

3 弹道规律研究

基于仿真获得的在不同马赫数下的气动特性系数,对有头部偏角的弹体外弹道进行了数值仿真计算。以试验中单兵火箭弹为原型,试验射程较短按无控弹道进行建模计算。对不同速度下的头部偏转火箭弹,在同一射角下进行了弹道计算,研究不同马赫数对落点影响的规律。在相同射角、不同飞行速度情况下,头部偏转火箭弹弹道示意图如图 9 所示。

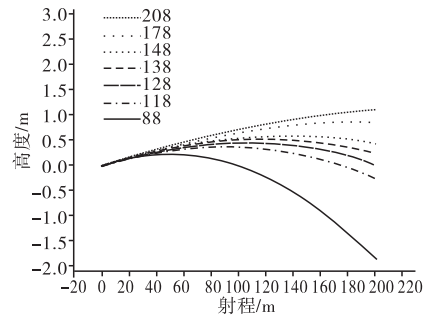


图 9 不同速度下火箭弹弹道

随着飞行速度的增加,头部偏转 5° 的火箭弹落点偏离瞄准点的距离增大。火箭弹速度小于 118 m/s 时,由于升力过小,阻力和重力的作用使得射击距离达到 200 m 时落点偏离瞄准点太大,不能满足射击任务;而速度大于 148 m/s 后,弹道基本呈直线状,该射角不再适用于该偏头火箭弹的射击。而落点偏离瞄准点距离随着速度变化规律如图 10 所示。

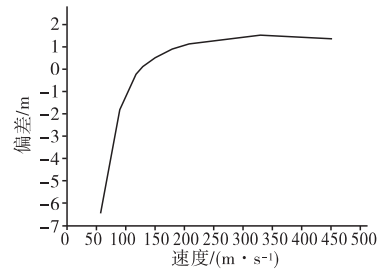


图 10 偏离瞄准点随速度变化曲线

随着马赫数的增加,火箭弹偏离瞄准点的距离呈现增加的趋势;当速度大于 170 m/s,偏移距离逐渐稳定不随马赫数增加而增加并趋于 1.3 m,也即头部偏转 5° 的火箭弹在 200 m 的射击距离上最大修正量约为射程 0.65%。

同时针对三种不同速度,研究了偏离瞄准点距离随着设计距离变化的规律,计算结果如图 11 所示。

4 总结

在闪烁噪声下的机动目标跟踪问题中,针对标准的粒子滤波算法会产生样本退化的现象,文中提出了一种改进的粒子滤波算法。并在闪烁噪声统计模型下,仿真比较了 PF、IPF 和 UKF 三种算法的跟踪性能。仿真结果表明,无论是在高斯噪声情况下还是闪烁噪声情况下,IPF 都具有较好的跟踪性能。

参考文献:

[1] 王敏,王志宇,张冰. 闪烁噪声环境下目标跟踪的 UPF 算法研究[J]. 弹箭与制导学报,2008,28(1):79-82.

[2] Lanvin P, Noyer JC, Benjelloun M. Object detection and tracking using the particle filtering[C]// The Thirty-Seventh Asilomar Conference on Signals, Systems & Computers, 2003.

[3] 黄慧敏,文成林,徐晓滨. 机载 ISAR 距离跟踪建模及其非线性滤波研究[C]//Proceedings of the 27th Chinese Control Conference,2008:295-298.

[4] 王健,金永镐,董华春,等. 基于新的采集更新方法的粒子滤波算法[J]. 系统工程与电子技术,2008,30(6):1148-1150.

[5] 黄双华,白海东,柯斌,等. 基于 UKF 和线性优化的改进粒子滤波算法[J]. 舰船电子工程,2011,31(11):57-59.

[6] Julier S, Uhlmann J. Unscented filtering and nonlinear estimation[J]. Proceedings of IEEE, 2004,192(3):401-422.

[7] Jouni Hartikainen, Arno Solin, Simo Särkkä. Optimal filtering with Kalman filters and smoothers[M]. Dept of Biomedical Engineering and Computational Science, 2011.

(上接第 144 页)

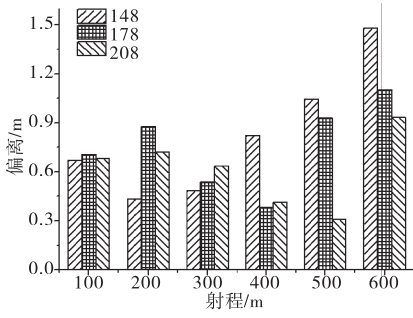


图 11 不同射程下的偏离距离

从计算结果可以看出,对同一飞行速度而言存在某个射击距离使得偏离距离达到最小;这个射击距离随着飞行速度的增大而增加。

4 结论

- 1) 相对原来头部无偏转的情况,头部偏转引起了落点偏离现象,并且头部偏转方向决定了偏离瞄准点方向;
- 2) 随着马赫数的增加,头部偏转引起阻力系数呈现对数增加的现象明显,而升力系数随着马赫数的增加呈现指数增加趋势;并且亚音速时候,头部偏转火箭弹阻力系数有所增加;
- 3) 头部偏转角度固定情况下,对于同一射程而言,飞行速度超过某个值后,偏离瞄准点距离基本不变;在不同飞行速度情况下,头部偏转的火箭弹存在某一射击距离使得偏离距离最小,这一射击距离随着飞行速度增大而增加。

参考文献:

[1] 常思江,曹小兵,王中原,等. 脉冲修正弹参数优化设计方法[J]. 弹道学报,2013,25(1):32-36.

[2] 易文俊,王中原,李岩,等. 带鸭舵滑翔增程炮弹飞行弹道研究[J]. 弹箭与制导学报,2007,27(1):150-153.

[3] Michael Landers, Les Hall, Mar Auman. Deflectable nose and canard controls for a fin stabilized projectile at supersonic and hypersonic speeds[C]// 21st Applied Aerodynamics Conference, 2003.

[4] Shoesmith Ben, Birch Trevof, Mifsud Michael, et al. CFD analysis of a supersonic projectile with deflectable nose control[C]// 3rd AIAA Flow Control Conference,2006.

[5] Vaughn M E, Jr M E, Auman L M. Assessment of a productivity-oriented CFD methodology for designing a hypervelocity missile, AIAA-2002-3937[R]. 2002.

[6] 王飞,王志军,吴国东,等. 基于智能材料的弹箭增程数值仿真[J]. 弹箭与制导学报,2004,24(4):325-327.

[7] 魏方海,王志军,尹建平. 有头部偏角的尾翼火箭弹气动性能数值计算[J]. 弹箭与制导学报,2006,26(1):553-555.

[8] 朱锐,董二宝,张杰,等. 头部可偏转飞行器气动仿真与外形优化[J]. 机械与电子,2008(8):6-8.

[9] 李明,陈智刚,董素荣,等. 亚音速条件下可偏转头部弹气动特性研究[J]. 弹箭与制导学报,2010,30(5):147-148.

[10] 王梦龙,王华,韩晶. 基于引信头锥摆动的火箭弹弹道修正方法[J]. 探测与控制学报,2011,33(4):23-27.