

子弹头部对亚音速气动特征影响数值模拟^{*}

曾必强,姜春兰,茶晓燕

(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:文中根据子弹气动理论对子弹外形进行了气动优化讨论。针对带药型罩子弹药可能使用的头部外形,对子弹药简化模型进行了CFD计算和风洞测试。根据计算分析结果认为:内凹、平面、外凸三种子弹头部外形对子弹气动特性的影响集中表现在子弹的阻力系数中,其对子弹升力、偏航力、阻心位置的影响较小,附于子弹侧壁的小尺寸目标探测器导致的不对称性对子弹气动特征影响较小,不带尾翼子弹阻心位置比较靠前端,这可能影响子弹飞行稳定性要求。提出增加尾翼稳定装置来保证飞行稳定。

关键词:流体力学;气动特征;数值计算

中图分类号:TJ011.2 文献标志码:A

Numerical Simulation of Influence of Submunition Nose on Aerodynamic Characteristics under Subsonic Speed

ZENG Biqiang,JIANG Chunlan,CHA Xiaoyan

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

Abstract: For improving the attacking effect on spot and line goal, the figure of submunition was optimized by the theory of gas dynamics. Focused on different nose figures used in the shaped charge warhead and the target discrimination unit on side wall, the model was computed by CFD and tested by wind tunnel facilities. Except the drag coefficient, the aerodynamic response to different nose figure model was simulated. The simulation results show that the target discrimination unit has little contribution in the aerodynamic force. The pressure centre is near to the front of the submunition, so it may be unstable in the trajectory. Based on the result, the shaped charge submunition which has a target discrimination unit on side wall can satisfy the aerodynamic consistency without canceling target discrimination unit and adding wind cap, but an empennage should be added to keep the stability in the trajectory.

Keywords: hydromechanics; aerodynamic characteristics; numerical simulation

0 引言

机载布撒器携带子弹药对目标进行防区外精确打击已成为弹药发展的一种趋势。但由于无控子弹出仓后受落点随机散布的影响,对飞机跑道这样的点、线目标的打击效率较低,为保证机场所有残余道面均不能满足飞机起降要求需投放大量子弹药进行重复打击。为提高子弹对点、线目标的打击效率可采用两种方法:为子弹加装定位修正系统和对子弹气动特征进行优化减小子弹落点散布。如果采用前者方案子弹成本和体积空间将很难控制在可接受范围,采用后

者方案则可通过较小的改动来提高子弹对点、线目标的打击效率,这将是低成本子弹药的发展方向之一。

子弹头部外形、子弹不对称性对子弹气动特性有着较大的影响。文中将针对带药型罩子弹药的几种可使用的头部外形和子弹侧壁凸出目标探测器带来的不对称性进行气动特征优化研究,为此类无控子弹外形气动优化设计提供参考依据。

1 子弹药外形与模拟条件

带药型罩的子弹药头部外形基本可使用以

^{*} 收稿日期:2008-09-26

作者简介:曾必强(1982-),男,云南人,博士研究生,研究方向:弹药气动力及弹道研究、弹药战斗部及其总体技术。

下三种形状:直接使用聚能装药药型罩做子弹头部形成内凹头部外形(如图 1(a))、药型罩前端加挡板形成平面的头部外形(如图 1(b))、药型罩前端加风帽形成外凸的头部外形(如图 1(c))。子弹药中由于受体积空间的限制,目标探测器一般附于子弹侧壁前端形成子弹明显的不对称因素(见图 1)。

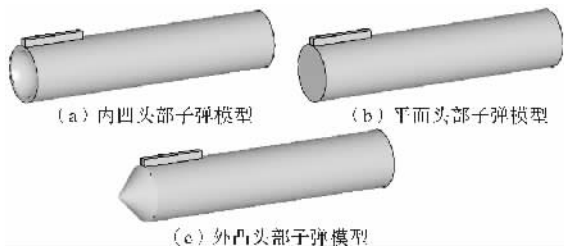


图 1 子弹药简化模型

在 CFD 计算中在上述常用子弹药简化模型四周设定足够大的空气域,并将其与子弹壁面网格化,子弹壁面网格模型如图 2 所示。

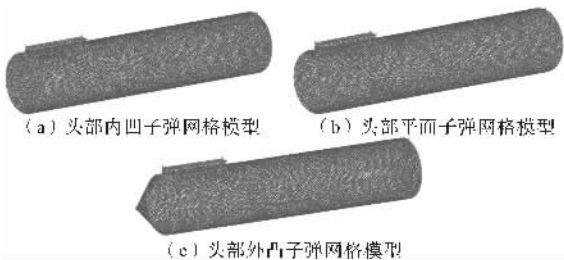


图 2 子弹药网格模型

机载布散器投弹时的飞行速度基本都在亚音速范围,即子弹在被投出后都在亚音速范围内作弹道飞行,所以数值模拟条件选用 $0.5Ma$ 速度飞行的子弹进行模拟。结合子弹特点在数值模拟中分别对子弹攻角为 $\pm 8^\circ$ 、 $\pm 6^\circ$ 、 $\pm 4^\circ$ 、 $\pm 2^\circ$ 、 0° 进行计算。

2 数值模拟方法

文中数值模拟基本方程为三维 Navier-Stokes 方程,计算所用湍流模型为 Spalart-Allmaras 一方程模型^[1]。数值模拟中,对连续动量和能量控制方程采用耦合解算技术联立求解,通过循环,得到收敛解。应用 Gauss-Seide 迭代法求解由有限体积法离散基本控制方程组得到的代数方程组,由于数值模拟的流场复杂,所用离散网格为三维网格,网格量很大,所以求解过程中应用多重网格技术加快求解收敛速度,减小了

获得收敛解的迭代次数和 CPU 时间^[2-3]。

数值模拟过程中,取远场前方来流条件作为初始条件。壁面边界条件为无滑移的绝对固壁边界,外边界条件取远场边界条件。文中流体采用了非结构网格离散求解域。

3 数值模拟结果

3.1 头部外形对流场影响

为比较内凹、平头、外凸三种头部外形对子弹气动流场的影响,选取了这三种头部形状弹体在 $Ma=0.5$ 、攻角 α 为 4° 时的流场压力分布情况进行对比。图 3 为内凹头部子弹表面及对称面内流场压力分布,图 4 为平头子弹表面及对称面内流场压力分布,图 5 为外凸头部子弹表面及对称面内流场压力分布。

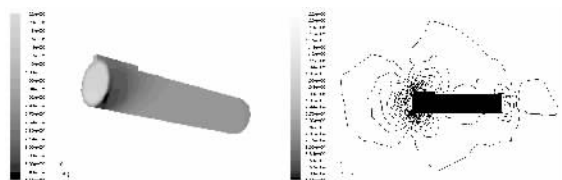


图 3 $Ma=0.5, \alpha=4^\circ$ 时凹面头部子弹表面及对称面内流场压力分布

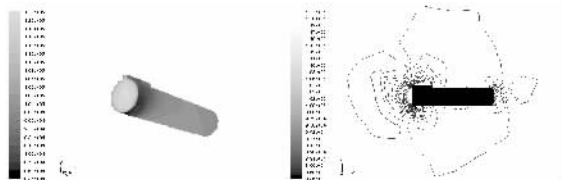


图 4 $Ma=0.5, \alpha=4^\circ$ 时平面头部子弹表面及对称面内流场压力分布

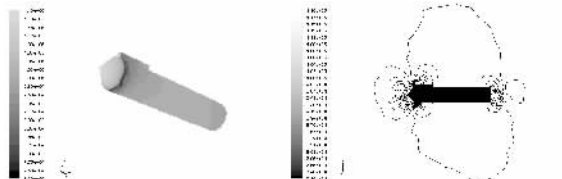


图 5 $Ma=0.5, \alpha=4^\circ$ 时锥面头部子弹表面及对称面内流场压力分布

由图 3~图 5 对比可见子弹头部外形对流场低压区范围和强度有着直接的影响,子弹从内凹头部到外凸头部的变化过程中低压区的范围和强度越来越弱。但由内凹头部子弹和平头子弹压力分布对比可知,低压区的范围和强度虽然有所减小但并不明显。由平头子弹和外凸头部子弹压力分布对比可知,低压区的范围和强度减小

较为明显。由该分析可知子弹头部外形从内凹到平头的变化过程中对子弹表面和流场周围低压区的改变并不明显,但子弹头部外形从平头到外凸的变化过程中对周围低压区的改变较为明显。

3.2 弹体不对称对气动流场的影响

为比较弹体侧壁目标探测器导致弹体不对称因素引起的弹体流场差异,选取了平头弹模型, $Ma=0.5$ 、攻角分别为 4° 和 -4° 时流场压力分布情况进行比较。

图 6、图 7 分别为子弹表面及对称面内的压力分布图。

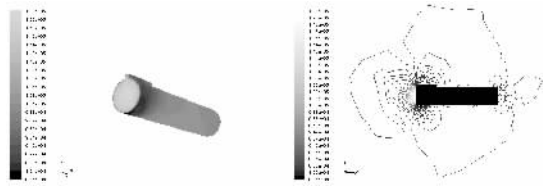


图 6 $Ma=0.5, \alpha=4^\circ$ 时平面头部子弹表面及对称面内压力分布

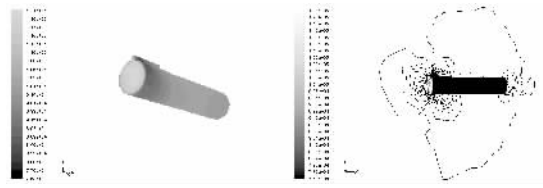


图 7 $Ma=0.5, \alpha=-4^\circ$ 时平面头部子弹表面及对称面内压力分布

从图 6、图 7 看出,在两种情况下子弹头部均出现了高压区,在头部菱角后方部位、弹身中部和弹底均出现了低压区。这是由于气流与子弹头部正碰,在子弹头部堆积,侧面和底端气流加速、膨胀引起的。由图 2、图 3 对比还可见在两图中背风面和迎风面低压区范围差别基本相当。由此可知,导致弹体不对称的小尺寸目标探测器,在正负攻角时对子弹表面压力和对成面内流场压力分布影响较小。

3.3 气动特性数值模拟结果

以上三种子弹模型在 $Ma=0.5$, 攻角为 $\pm 8^\circ, \pm 6^\circ, \pm 4^\circ, \pm 2^\circ, 0^\circ$ 时的气动特性模拟计算结果如图 8~图 11 所示。

图 8、图 9 分别为三种模型阻力系数和升力系数随攻角变化曲线。

由图 8、图 9 可见,在该子弹药头部分别为内

凹、平头、外凸外形时阻力、升力系数均有如下特点:阻力系数在攻角为零时最小,并随攻角的增大而缓慢增大,且阻力系数曲线在纵轴两侧基本对称,升力系数曲线都近似

于原点对称,这完全符合轴对称子弹阻力系数随攻角变化规律。在这三种子弹外形中,在小攻角时阻力系数随攻角增大而增大的幅度均较小,且内凹头部子弹阻力系数最大,外凸头部子弹阻力系数最小,外凸头部子弹与平头子弹的阻力系数差值要远大于平头子弹与内凹头部子弹阻力系数差值。升力系数均随攻角的增大而增大,且三种子弹外形计算所得升力系数曲线在小攻角时基本重合。

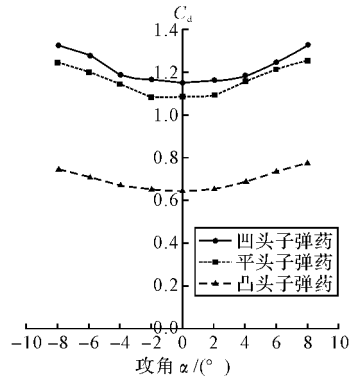


图 8 阻力系数随攻角变化曲线

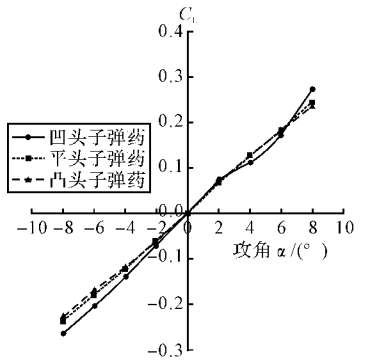


图 9 升力系数随攻角变化曲线

图 10、图 11 分别为三种模型偏航系数和阻心到头

部距离与弹长比随攻角变化曲线。

由图 10 可见三种子弹模型计算的偏航系数与阻力系数相差两个数量级以上,由此可知这三种子弹模型偏航力均较小可忽略不计。由图 11 可见在这三种子弹模型中,子弹压心均在攻角为零时最靠前,随攻角增大而向后移动,且这三条曲线在同一攻角下阻心比值较为接近。阻心比曲线大致基于纵轴对称,这符合典型对称子弹阻心比曲线随攻角变化规律。

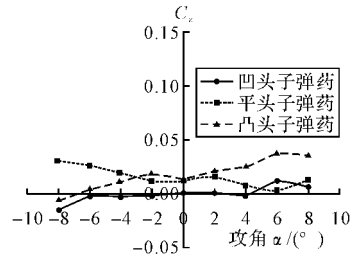


图 10 偏航系数随攻角变化曲线

4 风洞实验验证

为验证以上数值计算结果的准确性,利用 $0.3\text{m} \times 0.3\text{m}$ 小型风洞对平头和内凹头部子弹药缩比模型进行了吹风试验。风速为 0.5Ma , 攻角分别为 $-4^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ 。

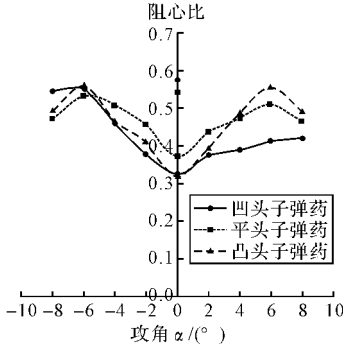


图 11 子弹阻心比随攻角变化曲线

图 12、图 13 分别为风洞测得内凹头部和平头子弹模型阻力、升力、偏航系数以及阻心比与以上计算结果对比曲线。

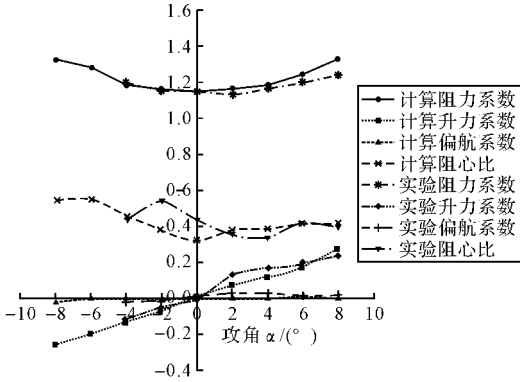


图 12 凹面头部子弹计算结果与实验结果比较曲线

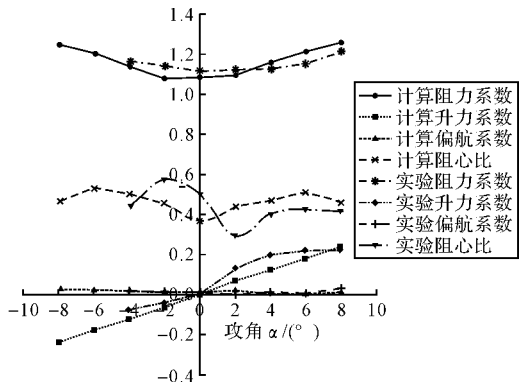


图 13 平面头部子弹计算结果与实验结果比较曲线

由图 12、图 13 计算结果与实验结果比较可见,除阻心比以外其他值计算结果与实验结果吻合较好,这是由于在阻心比的计算中多个小量参

与了运算造成最后所得结果误差较大。由上两图的比较结果可知,计算结果准确可靠,可为该子弹气动优化设计提供分析依据。

5 结论

由以上对带药型罩子弹药气动特征优化研究的 CFD 计算和风洞实验结果可得以下几点结论:

- 1) 子弹内凹头部、平面头部、外凸头部三种外形对子弹阻力系数的影响较大。但在小攻角时这三种情况中阻力系数随攻角变化幅度均较小。
- 2) 子弹内凹头部、平面头部、外凸头部三种外形对子弹升力、偏航力、阻心位置等方面的影响较小。且这三种情况下偏航力均较小,在小攻角时三种情况的升力系数曲线基本重合。
- 3) 子弹侧壁小尺寸的目标探测器导致的子弹不对称因素对子弹气动特征影响较小。
- 4) 根据子弹药能够平稳抛撒重心要在型心附近的要求,由子弹阻心比变化曲线可知这三种子弹模型都为静不稳定结构,为保证子弹弹道飞行稳定必须增加尾翼稳定装置。

通过以上分析可认为侧壁带小尺寸目标探测器、顶端为药型罩的子弹药并不用取消侧壁目标探测器和增加风帽或挡板就能满足气动一致性要求,但应增加尾翼稳定装置来保证飞行稳定。

参考文献:

[1] Spalart P, Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 1992-0439, 1992.

[2] Spekreijse S P, Boerstoeel J W, Vitagliano P L, et al. Domain modeling and grid generation for multi-block structured grids with application to aerodynamic and hydrodynamic configuration[R]. NASA CP-3143, 1992.

[3] Mavriplis D J, Jameson A. Multigrid solution of the Navier-Stokes equations on triangular meshes [J]. AIAA Journal, 1990, 28(8): 1415-1425.