

doi: 10.7690/bgzd.2020.04.021

微气泡致动器技术在弹丸飞行中的应用

邱海峰, 郝永平, 张嘉易, 姬 曼

(沈阳理工大学机械工程学院, 沈阳 110159)

摘要: 为研究不同的气泡高度对弹丸的影响, 建立带有不同高度微气泡致动器弹丸的模型, 对不同弹丸进行气动仿真, 分析带有不同高度的微气泡致动器对弹丸阻力系数所产生的影响, 并计算出全弹道的飞行过程。仿真结果表明: 加装不同高度的微气泡对弹丸的飞行稳定性影响很小; 相同马赫数、相同攻角情况下带有气泡致动器的弹丸阻力系数小于普通弹丸, 升力系数大于普通弹丸, 能够有效地增大射程和减小横向偏移。

关键词: 微气泡致动器; 气动力影响; 阻力系数; 数值模拟

中图分类号: TJ410.3⁺3 **文献标志码:** A

Application of Micro Bubble Actuator Technology in Projectile Flight

Qiu Haifeng, Hao Yongping, Zhang Jiayi, Ji Man

(School of Mechanical Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China)

Abstract: In order to study the effect of different bubble heights on the projectile, the model of micro bubble actuators with different heights is established, and the aerodynamic simulation of different projectile is carried out, the influence of micro bubble actuators with different heights on the projectile resistance coefficient is analyzed, and the flight process of the full trajectory is calculated. The simulation results show that adding micro-bubbles of different heights has little effect on the flight stability of the projectile. At the same Mach number and angle of attack, the drag coefficient of the projectile with bubble actuator is lower than that of an ordinary projectile, and a lift coefficient higher than that of an ordinary projectile, which can effectively increase the range and reduce the lateral deviation.

Keywords: micro bubble actuator; aerodynamic effects; lift-to-drag ratio; the numerical simulation

0 引言

现代战争越来越注重武器弹药的精确打击能力, 力求以尽量少的投入来完成作战任务。近年来, 微机电系统 (micro electro mechanical system, MEMS) 器件技术的迅速发展为主动流动控制提供了新手段, 以 MEMS 工艺制作的微气泡制动器, 能够满足流动控制技术的高空间分辨率、高灵敏度、高频响需求^[1]。

近年来, 国内外进行了相关的试验研究。在美国, 加州大学洛杉矶分校^[2]研发了一种具有平滑整体外形的微气泡致动器, 通过微致动器与流动结构的相互耦合达到操纵和控制薄边界层的目的, 实现了三角翼飞行器机动飞行的力矩控制; 在国内, 马炳和等^[2]结合三角翼的气动特性, 通过风洞试验考查了 MEMS 微致动器在翼型流动分离主动控制的应用效果, 获得了微致动器能够有效控制边界层流动状态, 改变翼型绕流的宏观流场, 实现增升减阻以及产生辅助力矩等控制目标。

文中的微气泡致动器按照 MEMS 工艺制作, 具

有质量轻、变形大、响应速度快、功耗小的显著特点。通过在弹丸上对微致动器进行合理阵列布置, 打破弹丸附近的流场情况, 改善弹丸的流体动力学特性, 达到了能在弹丸飞行过程中增大升力, 减小偏航的效果^[2]。

1 气泡型微致动器的结构及工作原理

气泡型微制动器一般由超弹性的硅胶薄膜和铜衬底组成, 采用 MEMS 工艺制作。制动器膜片安装到弹丸上时要与底部通气槽装配在一起, 并通过微型阀与外部气源连接。控制电路根据需要控制阀门动作, 即致动器与气源的通断状态决定气泡致动与否, 通过气泡的致动可以对气流进行控制^[3]。

气泡鼓起时的 2 维模型如图 1。

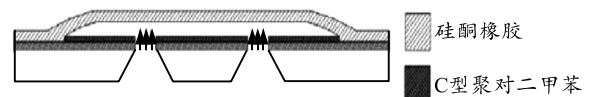


图 1 气泡鼓起时 2 维模型

在弹丸的飞行过程中, 弹体的上下表面承受着气流造成的分布力, 其中垂直于来流方向的合力分

收稿日期: 2019-12-05; 修回日期: 2020-01-11

作者简介: 邱海峰(1994—), 男, 辽宁人, 硕士, 从事数字化网络化设计与制造技术研究。E-mail: qiuhaifg@163.com。

量为升力；而平行于来流方向的合力分量为阻力。微气泡制动器安装在弹体表面，当致动器未充气时，具有平齐的外形；当通入一定压力气体后，气泡薄膜发生凸起变形，对气流产生微小扰动，进而改变流场状态^[4]。

2 仿真模型的建立

笔者以某型尾翼稳定弹为基础，运用 Pro-E 3 维软件，建立弹丸的 3 维模型和弹体前段微气泡致动器的 3 维模型如图 2、图 3。

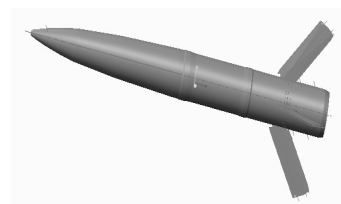


图 2 弹丸 3 维模型



图 3 加装微气泡致动器的弹头

将建立好的模型导入 ansys 软件进行网格划分以及边界条件设置，将模型导入到 FLUENT 模块在不同马赫数、攻角条件下进行迭代计算，待到残差收敛曲线趋于平缓，即可进行相关参数的提取^[5]。

数值模拟的计算条件为：

- 1) 气泡高度： $H=0, 1.5, 2.0$ mm；
- 2) 马赫数： $Ma=0.75, 1, 1.5, 2, 2.5$ ；
- 3) 攻角： $\alpha=0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ$ 。

3 气泡弹丸的气动特性分析

3.1 无气泡弹丸的气动特性分析

图 4、图 5 给出了无气泡尾翼弹在飞行过程中阻力系数 A ，升力系数 B 随攻角变化的曲线。

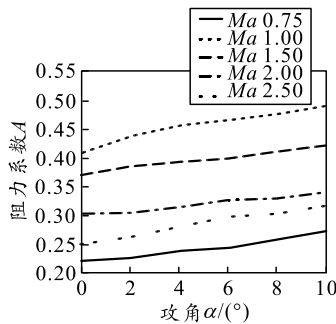


图 4 无气泡弹丸的 $A-\alpha$ 曲线

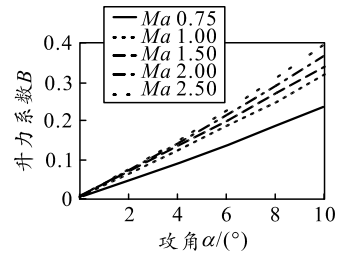


图 5 无气泡弹丸的 $B-\alpha$ 曲线

由图 4、图 5 分析可知：

1) 在马赫数相同的情况下，弹体的阻力系数随着攻角的增大而略微增加，由于在 $Ma=1.0$ 附近出现头部激波，阻力系数急剧上升；当马赫数继续增大时，头部激波由脱体激波变为附体激波，激波倾角随马赫数的增大而减小，对应的阻力系数逐渐降低^[6]，符合阻力系数的变化特点。

2) 在同一马赫数的情况下，弹体的升力系数与攻角呈线性递增的关系，且升力线斜率接近常量。

3.2 有气泡弹丸的气动特性分析

选取 12 个长度为 15.0、宽 4.0、高 2.0 mm 的气泡，均匀分布在弹体前缘，经过气动仿真，作出相应的 $A-\alpha$ 曲线和 $B-\alpha$ 曲线如图 6、图 7。

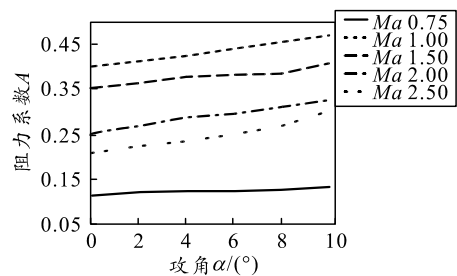


图 6 带有气泡的弹丸 $A-\alpha$ 曲线

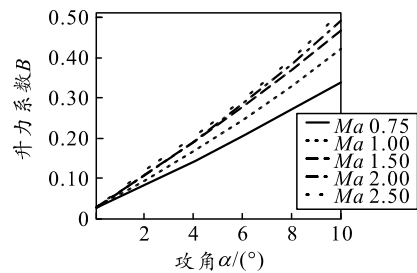


图 7 带有气泡弹丸的 $B-\alpha$ 曲线

对比无气泡弹丸的气动特性可知：同普通尾翼弹相比，加装有微气泡致动器的弹丸阻力系数随攻角的变化趋势相同，但在相同情况下，气泡弹的阻力系数要小于普通尾翼弹，气泡弹所受到的升力系数要大于普通尾翼弹。

4 不同气泡高度对弹丸阻力系数 A 的影响

选取气泡高度 0, 1.5, 2.0 mm 的弹丸，通过仿真

分析，获得弹丸在 Ma 0.75、 Ma 1.0 和 1.5°、2°、4°、6°、8°、10° 攻角情况下的阻力系数 A 如表 1 所示。

表 1 不同气泡高度对弹丸阻力系数 A 的影响

Ma	气泡高度/mm	攻角				
		2°	4°	6°	8°	10°
0.75	0	0.227	0.238	0.246	0.259	0.273
0.75	1.5	0.197	0.204	0.217	0.220	0.239
0.75	2.0	0.169	0.171	0.176	0.179	0.185
1.00	0	0.437	0.458	0.466	0.476	0.490
1.00	1.5	0.421	0.433	0.447	0.462	0.481
1.00	2.0	0.412	0.425	0.439	0.455	0.471
1.50	0	0.384	0.394	0.401	0.411	0.423
1.50	1.5	0.377	0.384	0.394	0.402	0.417
1.50	2.0	0.364	0.378	0.380	0.385	0.407

图 8、图 9 分别为不同气泡高度的弹体在相同马赫数、不同攻角情况下弹丸阻力系数的变化情况。

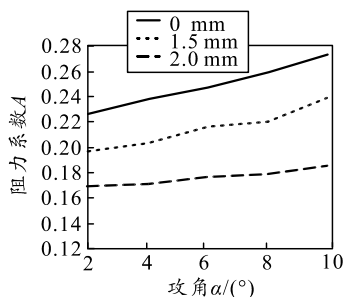


图 8 在马赫数 0.75 条件下不同气泡高度阻力系数

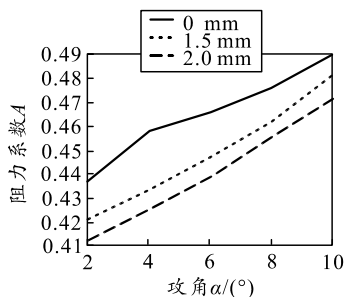


图 9 在马赫数 1.0 条件下不同气泡高度的阻力系数

结合表 1、图 8 和图 9，可以得出如下结论：

在马赫数相同的情况下，不同气泡高度弹体的阻力系数随攻角的增大而增大；在 Ma 为 1 时，由于激波的影响，不同高度气泡弹的阻力系数达到了最大值。

在不同马赫数、相同攻角的情况下，随着气泡高度的增加，弹体所受到的阻力系数开始减小。在 Ma 0.75，10° 攻角的情况下，高 2.0 mm 气泡弹丸的阻力系数同高 0 mm 气泡弹丸相比较，阻力系数减小的比率为 32.23%；在 Ma 1.5，6° 攻角的条件下，高 1.5 mm 气泡弹丸的阻力系数同高 0 mm 气泡弹丸相比较，阻力系数减小的比率为 1.75%。

可见，气泡高度为 2 mm 的气泡弹受到的阻力系数要小于气泡高度 1.5 mm 气泡弹所受到的阻力系数。

5 动力学特性仿真分析

5.1 弹道模型

在满足射击精度的前提下，采用质点弹道方程分析其修正能力，建立标准气象条件下的弹丸质点弹道模型^[7]：

$$\begin{aligned} \frac{dv_x}{dt} &= -\frac{F}{m} \cos \theta, \\ \frac{dv_y}{dt} &= -\frac{F}{m} \sin \theta - gv, \\ \frac{dx}{dt} &= v_x, \\ \frac{dy}{dt} &= v_y, \\ \theta &= \arctan \frac{v_y}{v_x}, \\ v &= \sqrt{v_x^2 + v_y^2}. \end{aligned}$$

式中： F 为弹丸受到的空气阻力， $F = \rho v^2 SK / 2$ ，其中 ρ 为空气密度， v 为弹丸飞行速度， S 为弹丸最大的横截面积， K 为弹丸空气阻力系数； θ 为弹道倾角。

5.2 普通尾翼弹丸与带有气泡的弹丸弹道分析

根据前面的气动分析可得，由于弹丸在飞行过程中气动力系数发生了改变，弹丸所受到的各种力矩也发生着变化，其飞行轨迹也有所不同^[8]。

选取弹丸在出炮口时的飞行速度 $v=540$ m/s、转速 $R=15$ r/s、射角为 30°，在此条件下分别对尾翼弹丸与带有气泡致动器的弹丸进行运动学仿真。仿真得到尾翼榴弹与气泡弹弹道数据如表 2 所示。

表 2 尾翼榴弹与气泡弹的数据对比

弹道数据	榴弹	气泡弹	弹道数据	榴弹	气泡弹
射程/m	12 121	12 378	落速/(m/s)	282	287
射高/m	2 198	2 230	飞行时间/s	41.7	42.5
侧偏/m	355	320			

射程射高变化如图 10, 侧偏变化如图 11 所示。

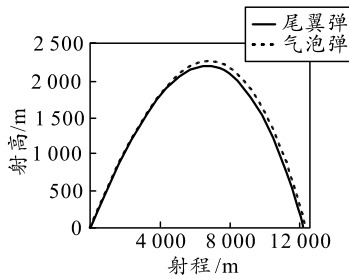


图 10 榴弹与气泡弹纵向弹道轨迹对比

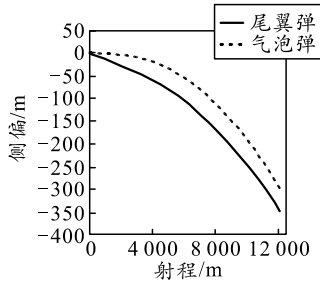


图 11 榴弹与气泡弹横向弹道轨迹对比

由表 2、图 9 和图 10 可知: 在 30°射角的情况下, 加装有微气泡致动器的弹丸同普通尾翼弹相比较, 射程增加了 2.1%, 射高增加了 1.43%, 侧偏减少了 9%, 可见加装有微气泡致动器的弹丸同尾翼弹相比较具有增大射程, 减小侧偏的效果。

6 微气泡制动器修正能力的分析

加装微型气泡制动器以后, 通过控制全部或部分微气泡的鼓起、收缩即可进行修正。通过动力学仿真计算得出微气泡致动器修远修近以及修左修右的能力。现对气泡致动器最大鼓起高度为 1.5 mm 的弹丸进行分析。

6.1 纵向修正

在弹丸出炮口后, 如果只让弹丸上半部的气泡鼓起, 气泡弹受到向下的压力增大, 弹丸的射程会变近, 同理, 如果只让弹丸下半部分的气泡鼓起, 气泡弹受到向上的升力增大, 弹丸的射程会增加。射程射高变化如图 12。

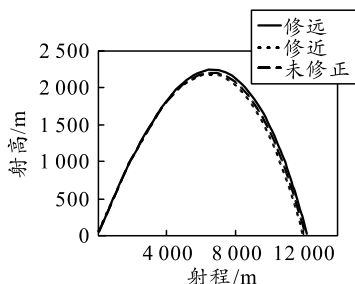


图 12 弹丸纵向弹道轨迹对比

由图可知: 全弹道修正时, 修远时的弹道最高

点有所增加, 并且到达最高点的时间相较于不修时慢; 修近时的弹道最高点有所减少, 到达最高点的时间比不修时快。

由表 3 可知: 弹丸修远时的距离比不修时增加 220 m, 射程增加约 1.8%, 飞行时间增大 0.7 s; 弹丸修近时的距离比不修时减少 235 m, 射程减少约 1.9%, 飞行时间减少 0.8 s。

表 3 修正弹丸纵向修正能力对比

弹道数据	尾翼榴弹	气泡弹(修远)	气泡弹(修近)
射程/m	12 121	12 341	11 886
修正量/m	0	220	235
飞行时间/s	41.7	42.4	40.9

6.2 横向修正

同理, 在弹丸出炮口后只让弹丸左半部分的气泡鼓起, 弹丸左侧的受力将会增加, 弹丸向右偏离; 只让弹丸右半部分的气泡鼓起, 弹丸右侧的受力将会增加, 弹丸向左偏离; 修正结果如表 4 所示(右偏数值为负)。

表 4 榴弹与气泡弹修偏的对比

弹道数据	不修正	向左修	向右修
侧偏/m	-212.2	-84.2	-348.7
修正量/m	0	128	136.5
飞行时间/s	41.7	41.6	41.9

由表可知: 弹丸在不修时, 弹着点距初始弹轴的距离为 212.2 m, 飞行时间为 41.7 s; 弹丸出炮口后开始向左进行修正, 横向侧偏修正量为 128 m; 弹丸出炮口后开始向右进行修正, 横向侧偏修正量为 136.5 m; 可见对于横向修正, 弹丸向左修与向右修的修正效果相差不大。

7 结束语

笔者介绍了气泡弹的结构及其工作原理, 探讨了有、无微气泡致动弹丸的气动特性, 以及不同气泡高度弹丸飞行过程中所受到阻力系数的影响。经仿真计算可得: 有、无微气泡在弹丸的飞行过程中具有相似的气动特性; 在相同马赫数和攻角的条件下, 加有气泡的弹丸阻力系数要小于不加气泡弹丸的阻力系数, 且气泡高度越高, 弹丸的阻力系数越小。在比较普通尾翼弹与微气泡鼓起时的弹丸弹道比较中, 可以看到气泡弹的射程增加了 257 m, 射高增加了 32 m, 侧偏减少了 35 m。

通过对微气泡致动器的控制, 对微气泡致动器的修正能力进行了分析, 经比较计算结果发现: 微气泡致动器修远时, 全弹道射程增加了 220 m; 修近时射程减少了 235 m, 修左和修右时横偏分别变

化了 128 和 136.5 m。该研究对带有微气泡致动器弹丸的应用研究具有一定的参考作用。

参考文献:

- [1] 王广. 基于微泡的弹丸飞行稳定性研究[D]. 沈阳: 沈阳理工大学, 2012: 10-15
- [2] 郭亚超, 吴玉斌, 郝永平, 等. 微气泡尾翼弹丸流场主动流控制研究[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 2(6): 122-124.
- [3] 马炳和, 王艳, 邓进军, 等. 一种用于主动流动控制的气泡致动器[J]. 航空学报, 2007, 28(5): 1242-1246.
- [4] LEU T S, CHANG J R, LU P J. Experimental investigation of side force control on cone-cylinder

slender bodies with flexible micro balloonactuators[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2005, 29(8): 909-918.

- [5] 潘雷, 吴玉斌, 郝永平, 等. 二维修正迫弹的气动特性及修正能力研究[J]. 弹箭与制导学报, 2019, 1(2): 30-33
- [6] 韩子鹏. 弹箭外弹道学[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2014: 100-101.
- [7] 徐明友. 火箭外弹道学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2004: 41-66.
- [8] 刘玉文, 蒋明, 李泳, 等. 高原条件下无控旋转弹丸弹道建模与仿真研究[J]. 兵器装备工程学报, 2019, 40(5): 6-9, 46.

(上接第 88 页)

3) 结合具体实例, 运用笔者建立的子弹药抛撒运动学模型分析子弹药的抛撒运动特性, 对影响子弹药落点分布特性的关键影响因素进行分析, 总结了各影响因素对子弹药落点分布的影响规律;

4) 母弹抛撒高度、母弹存速、母弹转速和母弹俯仰角对子弹药落点分布的中心点位置、分布形状和散布范围的影响规律不同, 在设计和使用集束子弹药时, 应根据实际要求, 对这些因素进行优化配置, 以达到预期的作战效能。

参考文献:

- [1] 徐文旭, 张靖, 齐占元. 子弹药抛撒内弹道建模及仿真[J]. 兵工学报, 2006, 27(5): 797-801.
- [2] 房玉军, 蒋建伟. 子弹药抛撒随机外弹道模型及其蒙特卡洛解法[J]. 北京理工大学学报, 2009, 29(10): 850-853.
- [3] 郑伟, 贾沛然, 刘世勇. 子弹药散布模型及其仿真分析[J]. 弹箭技术, 1998, 27(4): 25-28.
- [4] 孔维红, 姜春兰, 王在成. 某型航空子弹药地面散布研究[J]. 航空兵器, 2005, 20(4): 43-46.
- [5] 薛模根, 袁宏武, 韩裕生. 侦察评估子弹落点散布仿真

研究[J]. 计算机仿真, 2005, 22(11): 46-49.

- [6] 石喜林, 谭俊峰. 飞机跑道失效率计算的统计试验方法[J]. 火力与指挥控制, 2000, 25(1): 74-76.
- [7] 王志军, 陈超. 机载布撒器对机场跑道封锁效率的 Monte-Carlo 仿真[J]. 弹箭与制导学报, 2001, 21(2): 73-76.
- [8] 唐建, 秦子增, 郑荣跃. 攻击大目标子弹药射击效率的分析与估算[J]. 国防科技大学学报, 1997, 19(6): 25-29.
- [9] 夏胜平, 谢红卫, 万拔. 子弹散布中心正态总体分布参数的融合估计[J]. 国防科技大学学报, 2000, 22(2): 11-14.
- [10] 程光显, 张士峰. 导弹落点精度的鉴定方法-概率圆方法[J]. 国防科技大学学报, 2001, 23(5): 13-16.
- [11] 袁天保, 程文科, 秦子增. 末敏子弹落点的近似模拟[J]. 国防科技大学学报, 2002, 24(5): 33-36.
- [12] 李亚雄, 刘新学, 舒健生. 两种子弹药抛撒模型对跑道失效率的影响分析[J]. 弹箭与制导学报, 2005, 25(2): 48-51.
- [13] 李军营, 张毅, 马清华. 弹道导弹子弹药弹头落点散布分析[J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 45-48.
- [14] 李勇, 汪民乐, 毕义明. 末修子弹对机场跑道封锁概率计算方正研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(9): 2397-2400.