

迫击炮弹空气动力特性攻角系数数值研究*

杨翔,王雨时,闻泉

(南京理工大学机械工程学院,南京 210094)

摘要:为了系统研究迫击炮弹的攻角系数,给迫击炮弹引信弹道炸分析提供参数,应用 FLUENT 软件数值模拟不同攻角、不同马赫数下迫击炮弹的空气动力特性,并通过 Matlab 软件拟合数值仿真结果,给出了多种型号迫击炮尾翼稳定弹的攻角系数及其变化规律与取值范围。亚音速下攻角系数是马赫数的函数,随马赫数变化在小范围内变化;不同口径、不同外形的迫击炮弹其攻角系数不同;60~100 mm 口径迫击炮尾翼稳定弹攻角系数取值范围为 18.2~29.1。

关键词:迫击炮弹;空气动力特性;攻角系数;数值仿真;曲线拟合

中图分类号:TJ011.2 **文献标志码:**A

Numerical Simulation on Aerodynamic Characteristics about Angle of Attack Coefficient of Mortar Projectiles

YANG Xiang, WANG Yushi, WEN Quan

(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to systematically investigate the angle-of-attack coefficient of mortar projectiles and provide a reference for analysis on ballistic blasting of the fuze in mortar projectiles, aerodynamic characteristics of mortar projectiles at different angle-of-attack and Mach number were simulated by FLUENT, and Matlab was used to fit results of numerical simulation. Change rule and the range of angle-of-attack coefficient of mortar projectiles in varied forms were given. The results indicate that the angle-of-attack coefficient of mortar projectiles is a function of Mach number in subsonic, ranging small with variety of mach numbers. The angle-of-attack coefficients are different in diameter and shape of mortar projectiles, ranging from 18.2 to 29.1 for the diameter from 60 mm to 100 mm.

Keywords: mortar projectile; aerodynamic characteristic; angle-of-attack coefficient; numerical simulation; curve fitting

0 引言

在计算流体动力学(CFD)飞速发展的今天,采用大规模并行技术对弹丸外部流场进行数值模拟得到弹丸空气动力特性已具有可行性。目前,许多学者已通过数值仿真方法系统研究了捆绑式运载火箭、单兵火箭弹、旋转稳定火箭弹、榴弹、尾翼稳定迫击炮弹等各类弹型在来流马赫数 0.6~3.0、攻角 $0^\circ\sim 42^\circ$ 范围内的空气动力特性,给出了阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数、升阻比、压力中心以及马格努斯效应随攻角、马赫数的变化规律,为弹丸气动外形方案设计提供参考^[1-7]。

然而通过计算流体动力学仿真软件研究攻角系数 K 的文献至今未见。文献[8]采用嵌入式大气数据系统(FADS)五点法算法,只是通过测试技术得到成波体飞行器(其外形是回转体,与弹丸类似)的攻角

系数 K ,并没有对攻角系数 K 进行数值仿真研究。对于一般弹丸,试验测得 K 近似取值范围为 15~30^[9-11],某旋转弹($l=3.89d$)由风洞试验测得 $K=16.4$ ^[11]。

弹箭阻力系数可统一写为 $C_x = C_{x0} + C_{x2}\alpha^2$ 。式中第一项为零升阻力系数,第二项由攻角产生,其中 C_{x2} 为诱导阻力系数。此式也可写成 $C_x = C_{x0}(1 + K\alpha^2)$,则 $K = C_{x2}/C_{x0}$ 。可知攻角系数 K 是诱导阻力系数与零升阻力系数的比值,其值反映了弹箭攻角变化对阻力系数的影响程度。

文中应用 FLUENT 软件^[12-13],用数值模拟技术详细研究不同攻角、不同马赫数下迫击炮弹的空气动力特性;通过 Matlab 软件拟合数值仿真结果,得到攻角系数 K 及其变化规律,并与旋转稳定弹以及文献[7]中的仿真结果进行比较。

* 收稿日期:2013-09-02

作者简介:杨翔(1989-),男,浙江慈溪人,硕士研究生,研究方向:弹箭与引信设计及其动态特性。

1 数值仿真计算

1.1 基本控制方程

1) 质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho v_i) = S_m \quad (1)$$

式中: ρ 为密度; t 为时间; $x_i (i = 1, 2, 3)$ 分别表示 x 、 y 、 z 三个坐标; $v_i (i = 1, 2, 3)$ 分别表示 x 、 y 、 z 方向的速度大小。

2) 动量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_i v_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \rho g_i + F_i \quad (2)$$

式中: p 为流体微元体上的压强; τ_{ij} 为因黏性作用而产生的作用在微元体表面上的黏性应力分量; ρg_i 和 F_i 分别为作用在微元体上的重力体积力和其他外部体积力分量。

3) 能量守恒方程

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(v_i(\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i}(\kappa_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} + v_j(\tau_{ij})_{\text{eff}}) + S_h \quad (3)$$

式中: E 为流体微团的总能,即内能和动能之和; κ_{eff} 为有效导热系数; $(\tau_{ij})_{\text{eff}}$ 为由粘性效应引起的能量耗散系数; S_h 为由于化学反应或其他因素产生的热源项。

1.2 仿真模型建立

以 82 mm 口径迫击炮弹为例,应用 FLUENT 软件仿真其空气动力特性,建立一个围绕该迫击炮弹的圆柱体流场计算域,弹丸模型置于计算域中部。参考文献[2]中的建模方法,设置其长度为 10 倍弹长,直径为 18 倍弹径,可以基本消除流场计算域边界对仿真结果的影响。对流场计算域进行分层划分,越靠近迫击炮弹的区域网格布置越密,反之则逐渐稀疏。采用自适应混合非结构化网格技术,以保证网格质量,并且在采用二阶迎风格式时,也具有较高的计算精度,还利于网格的疏密控制。全场计算域的网格单元数为 647 780。弹丸表面网格分布情况如图 1 所示。

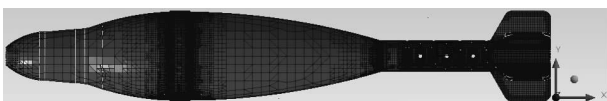


图 1 弹丸表面网格

1.3 初始条件和边界条件设置

假设来流为理想气体,根据迫击炮弹初速与落速,取来流马赫数 $Ma = 0.2 \sim 0.8$;计算攻角在 $\alpha = 0^\circ \sim 18^\circ$ 内变化时迫击炮弹的空气动力特性,攻角变

化通过改变空气流向量的 X 和 Y 方向分量来实现。

1.4 湍流模型

湍流模型选取 Spalart-Allmaras 模型。该模型是比较简单的单方程模型,只需求解湍流黏性的运输方程,计算量较小,比较适合于具有壁面限制的流动问题,对有逆压梯度的边界层问题有很好的模拟效果。常常用于飞行器、弹体等有绕流流场分析的空气动力学问题。

2 数值仿真结果及分析

2.1 仿真可信性

为了验证仿真结果可信性,计算了 82 mm 口径迫击炮弹在来流马赫数 $Ma = 0.2, 0.4, 0.6, 0.8$,攻角 $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 14^\circ, 16^\circ, 18^\circ$ 时的流场。仿真所得弹丸在不同马赫数、不同攻角下的阻力系数 C_x 如表 1 所列。

表 1 弹丸在不同马赫数、不同攻角下的阻力系数 C_x

$\alpha / (^\circ)$	Ma			
	0.2	0.4	0.6	0.8
0	0.100 6	0.103 5	0.108 8	0.135 2
2	0.102 4	0.104 5	0.112 4	0.138 3
4	0.112 2	0.114 7	0.122 0	0.148 6
6	0.125 6	0.128 4	0.135 9	0.163 5
8	0.142 7	0.146 1	0.154 3	0.184 3
10	0.167 3	0.170 9	0.180 4	0.214 1
12	0.197 9	0.203 3	0.213 4	0.249 2
14	0.233 3	0.240 9	0.251 9	0.288 0
16	0.273 2	0.281 9	0.293 3	0.334 7
18	0.322 7	0.321 2	0.340 9	0.387 6

查 1943 年阻力定律数值表可得对应来流马赫数 0.8 的标准阻力函数 $C_{x_{on}}(0.8) = 0.159$,再由 82 mm 口径迫击炮弹丸标准弹形系数 $i_{43} = 0.83$,可得 0.8 Ma 、 0° 攻角下弹丸的阻力系数 $C_x = i_{43} C_{x_{on}}(0.8) = 0.83 \times 0.159 \approx 0.132 0$,与仿真值 0.135 2 比较接近,误差为 2.4%。文中阻力系数仿真结果与文献[7]中某尾翼稳定迫击炮弹相同工况下的阻力系数仿真结果也很接近,如表 2 所列。说明仿真模型正确,仿真结果准确,因而在此基础上进行的仿真研究结果也是较为可信的。

2.2 攻角、马赫数对弹丸阻力系数 C_x 的影响

为了研究攻角对迫击炮弹气动特性的影响,通过拟合仿真所得数据,得到阻力系数 C_x 在不同马赫数下随攻角的变化规律如图 2 所示。从中可以看出,迫

击炮弹以亚音速飞行时,阻力系数 C_x 随攻角增大呈非线性增大趋势,经最小二乘法拟合,符合二次函数增大规律,与经典理论 $C_x = C_{x0}(1 + K\alpha^2)$ 非常吻合,再次验证了仿真的可信性;另外,阻力系数 C_x 随马赫数增大而增大,且阻力系数随攻角变化曲线在 $Ma = 0.2 \sim 0.6$ 时比较密,即阻力系数随马赫数变化比较平缓。

表 2 文中阻力系数 C_x 仿真结果与文献[7] 仿真结果对比($Ma = 0.794$)

攻角 $\alpha/$ (°)	仿真结果		误差 /%
	文中	文献[7]	
0	0.132 5	0.127 80	3.68
2	0.135 6	0.132 14	2.62
4	0.147 7	0.146 15	1.06
6	0.163 5	0.161 77	1.45
8	0.183 3	0.186 47	1.70
平均	-	-	2.10

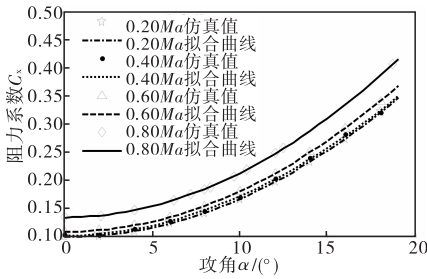


图 2 弹丸阻力系数 C_x 随攻角变化曲线

2.3 马赫数 Ma 对攻角系数 K 影响

阻力系数 C_x 主要是 Ma 和 α 的函数,根据弹丸空气动力学可知,当 α 不大且不在跨音速时有:

$$C_x = C_{x0}(1 + K\alpha^2) \quad (4)$$

式中 α 的量纲为弧度。

以 82 mm 口径迫击炮弹为例,通过 Matlab 软件拟合 0.8 Ma 下 C_x 随攻角变化曲线,得曲线方程:

$$C_x = 2.555\alpha^2 + 8.7776 \times 10^{-17}\alpha + 0.1352 \approx$$

$$0.1352(18.9\alpha^2 + 1) = C_{x0}(1 + 18.9\alpha^2)$$

得 $K_{0.8Ma} = 18.9$ 。方程中 α 的一次项系数极小,因此可以忽略 α 的一次项。同理可得 $Ma = 0.2, 0.4, 0.6$ 下的弹丸攻角系数如表 3 所列。

表 3 82 mm 口径迫击炮弹在不同马赫数下的攻角系数 K

马赫数 Ma	0.2	0.4	0.6	0.8	平均
攻角系数 K	22.2	21.7	21.6	18.9	21.1

可以看出,82 mm 口径迫击炮弹在亚音速时其攻角系数 K 是马赫数的函数,攻角系数随马赫数的增大而减小,即马赫数越大攻角效应越弱,但变化范围不

大,可以看作常量。

2.4 迫击炮弹尾部传火孔对攻角系数 K 影响

82 mm 口径迫击炮弹尾部有传火孔情况下与尾部简化取消传火孔后的三维模型如图 3 所示,当 $Ma = 0.8$ 时阻力系数 C_x 随攻角变化曲线如图 4 所示。

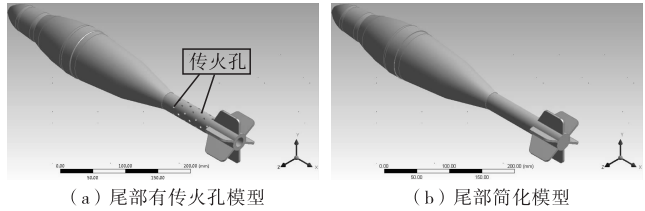


图 3 82 mm 口径迫击炮弹三维模型对比

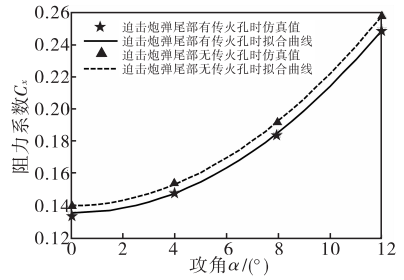


图 4 82 mm 口径迫击炮弹尾部有无传火孔情况下阻力系数 C_x 随攻角变化曲线

可以看出,迫击炮弹尾部有传火孔和无传火孔情况下,阻力系数 C_x 随攻角变化规律一致;在其他外界因素相同情况下,尾部有传火孔时弹丸所受阻力系数小。因此,在建立仿真模型时,不能简化尾部传火孔结构,否则会使仿真结果偏大。

通过 Matlab 软件拟合得图 4 所示 2 条曲线方程分别为 $C_x = C_{x0}(1 + 18.9\alpha^2)$ (尾部有传火孔) 和 $C'_x = C'_{x0}(1 + 19.2\alpha^2)$ (尾部简化模型),对应的攻角系数 K 分别为 18.9 和 19.2。可以看出,迫击炮弹尾部传火孔对攻角系数有影响,尾部加传火孔时攻角系数略小。

2.5 不同口径迫击炮弹攻角系数 K 的规律

为了研究迫击炮尾翼稳定弹攻角系数 K 的规律,分别对 60 mm、81 mm、82 mm 和 100 mm 四种口径的迫击炮弹进行弹丸外流场数值仿真。迫击炮弹三维模型如图 5 所示,经数值仿真所得不同口径迫击炮弹在不同马赫数下的攻角系数 K 如表 4 所列。

可以看出,迫击炮弹在亚音速时其攻角系数 K 是马赫数的函数,其中 60 mm 迫击炮弹的攻角系数 K 随马赫数增大而增大,81 mm、82 mm 和 100 mm 三种口径迫击炮弹的攻角系数 K 随马赫数增大而减小,但变化范围不大;攻角系数 K 与迫击炮弹型号有关,不同口径、不同外形的迫击炮弹其攻角系数不同;经数值仿真得到 60 ~ 100 mm 口径迫击炮尾翼稳定弹攻角

175 - 180.

[8] 董劲松,刘伟亮,徐毓.一种异类传感器之间的异步航迹融合算法[J].空军雷达学院学报,2004,18(1):19-21.

[9] 滕克难,董云龙,盛安冬.多传感器异步融合技术研究[J].系统工程与电子技术,2010,32(2):221-225.

[10] 何友,修建娟,张晶炜,等.雷达数据处理及应用[M].北京:电子工业出版社,2009:156-160.

[11] 王晓华,敬忠良,陈非,等.红外与激光主/被动联合跟踪算法[J].红外与激光工程,2001,30(4):219-225.

[12] 杨凯,杨维,石德乾,等.一种新的红外激光联合跟踪滤波算法[J].火炮发射与控制学报,2011(6):86-89.

[13] 郭蕴华,杨维,石德乾.一种机动目标跟踪的异步航迹融合算法[J].计算机工程,2011,37(7):21-23.

(上接第 141 页)

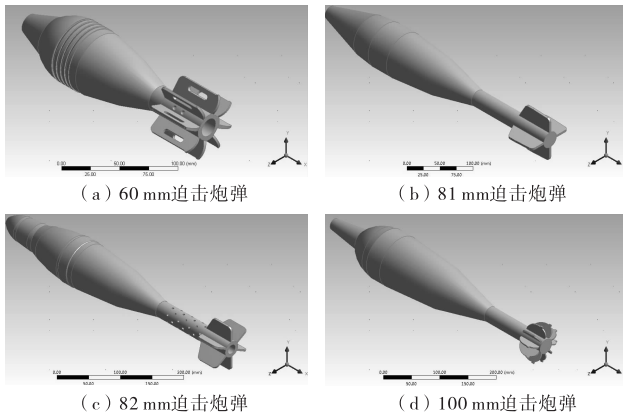


图 5 不同口径迫击炮弹三维模型

系数 K 取值范围为 18.2 ~ 29.1,与文献[6]和文献[7]给出的旋转稳定弹攻角系数取值范围 15 ~ 30 基本一致,也与数值仿真所得 105 mm 坦克炮某旋转稳定弹攻角系数 $K_{0.8Ma} = 20.2$ 接近。

表 4 不同口径迫击炮弹在不同马赫数下的攻角系数 K

口径/mm	马赫数 Ma				平均
	0.2	0.4	0.6	0.8	
60	21.5	21.9	23.5	25.7	23.2
81	29.1	28.8	28.1	27.5	28.4
82	22.2	21.7	21.6	18.9	21.1
100	19.1	19.0	18.9	18.2	18.8

3 结论

1) 比较了 82 mm 口径迫击炮弹阻力系数仿真结果与其经典弹形系数误差为 2.4%;与文献[7]中对应的仿真结果也比较接近。验证了仿真模型的正确性。

2) 迫击炮弹以亚音速飞行时,阻力系数 C_x 随攻角增大呈非线性增大趋势,经最小二乘法拟合,与经典理论 $C_x = C_{x0}(1 + K\alpha^2)$ 非常吻合;通过此数值拟合方法可得攻角系数值。

3) 在亚音速时攻角系数 K 是马赫数的函数,随马赫数变化在小范围内变化;不同口径、不同外形的迫击炮弹其攻角系数不同。

4) 经数值仿真得到 60 ~ 100 mm 口径迫击炮弹攻角系数 K 取值范围为 18.2 ~ 29.1。

参考文献:

[1] 张收运,任淑杰,闫桂荣.火箭亚跨超声速气动特性数值研究[J].弹箭与制导学报,2011,31(4):124-127.

[2] 孙为民,谭发生,夏南.大型捆绑式运载火箭气动特性数值模拟[J].上海大学学报:自然科学版,2000,6(6):502-506.

[3] 张连煜,甘小红,谭宗攀,等.单兵火箭弹空气动力特性的数值分析与试验研究[J].弹箭与制导学报,2012,32(4):167-169.

[4] 王朋飞,曹红松,王智军,等.高旋火箭弹增程稳定性设计及气动特性分析[J].弹箭与制导学报,2012,32(5):124-126.

[5] 郝永平,孟庆宇.基于空气动力学及运动学的外弹道仿真[J].弹箭与制导学报,2012,32(6):121-124.

[6] 雷文星,田晓丽,吴建萍,等.一维弹道修正弹的气动特性与修正量研究[J].弹箭与制导学报,2012,32(6):131-135.

[7] 王小兵,李菁,廖忠全,等.基于 FLUENT 的弹丸外流场数值仿真[J].计算机辅助工程,2010,19(1):92-94.

[8] 孟博.跨音速/高超音速大气数据测量技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2011.

[9] 常思江.某鸭式布局防空制导炮弹的飞行弹道特性与控制方案研究[D].南京:南京理工大学,2011.

[10] 浦发,芮筱亭.外弹道学[M].修订本.北京:国防工业出版社,1989.

[11] 韩子鹏,唐爽,陈玉梅.弹箭外弹道学[M].北京:北京理工大学出版社,2008.

[12] 韩占忠.FLUENT 流体工程仿真计算实例与分析[M].北京:北京理工大学出版社,2009.

[13] FLUENT Inc. FLUENT User's Guide[M]. FLUENT Inc,2006.