

鸭式布局低旋制导迫弹气动特性数值研究

周 强,姚文进,贾方秀

(南京理工大学 智能弹药国防重点学科实验室,南京 210094)

摘要:基于3D N-S方程和 $k-\omega$ 湍流模型,并结合overset重叠动网格技术,在亚、跨声速范围内,对不同攻角和不同转速下的制导迫弹的流场进行了数值模拟,以美国空军改进的计算标模验证该算法的有效性。计算结果发现:制导迫弹的阻力、升力和俯仰力矩与转速无关,滚转力矩随转速的增大而增大,俯仰力矩和滚转力矩随马赫数先增大后减小且均在 $0.7Ma$ 处达到最大值。

关键词:迫弹;气动特性;重叠网格;流场

本文引用格式:周强,姚文进,贾方秀.鸭式布局低旋制导迫弹气动特性数值研究[J].兵器装备工程学报,2019,40(5):66-69.

Citation format:ZHOU Qiang, YAO Wenjing, JIA Fangxiu. Research on Aerodynamic Characteristics of Guided Mortar Projectile with Canards Under Low-Speed Rotation[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(5): 66-69.

中图分类号:TJ410

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)05-0066-04

Research on Aerodynamic Characteristics of Guided Mortar Projectile with Canards Under Low-Speed Rotation

ZHOU Qiang, YAO Wenjing, JIA Fangxiu

(Ministerial Key Laboratory of Intelligent Ammunition,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to research the effect of canards on the aerodynamic characteristics of low-spin guided mortar projectile, the flow field around the projectile under different attack angles and rotating speeds was simulated at subsonic and transonic by applying 3D N-S equations, $k-\omega$ turbulence model and overset dynamic mesh technology. The validity of the numerical method was verified by the Modified Basic Finner model. According to the calculation results under different Mach number, angle of attack and speed, it is found that: the drag, lift and pitch moment are independent of the rotation speed. The rolling moment increases with the increasing of the rotation speed. The pitch moment and rolling moment first increase and then decrease with the Mach number and both reach the maximum value at $0.7Ma$.

Key words: mortar projectile; aerodynamic characteristics; overset; flow field

美国阿诺德工程发展中心(AEDC)^[1]采用风洞试验对自旋弹丸在全马赫数、大攻角范围内的气动特性进行了详细的研究。美国陆军研究实验室^[2]研究了攻角变化对Finner计算标模气动参数的影响并进行了气动外形优化。Sidra I等^[3]就鸭舵偏转对尾翼稳定弹的影响进行了仿真,得出了在给定的鸭舵偏转下,弹丸在小攻角时滚转控制力较大的结论。

沈皓敏等^[4]针对不同NACA翼形结构的迫弹流场进行了模拟,得到了弹丸在平衡攻角时的升力系数和稳定储备量。

国内外对低转速、小攻角下双旋带舵迫弹气动特性随马赫数、转速的定量分析和研究较少。本文采用重叠动网格技术,先采用数值方法对AFF(Air Force modified basic Finner)计算标模进行有效性验证,然后对某鸭舵式低旋迫弹模拟,

收稿日期:2018-10-22;修回日期:2018-11-29

基金项目:国家自然科学基金项目(61201391)

作者简介:周强(1994—),男,硕士研究生,主要从事智能弹药研究,E-mail:tnomas6738@126.com。

通讯作者:姚文进(1981—),男,博士,副研究员,主要从事弹药总体技术研究。

分析弹丸的流场,给出升力系数、阻力系数等气动特性随攻角、转速以及马赫数的变化关系,可为制导迫弹的飞行控制系统设计提供参考依据。

1 数值计算方法

1.1 重叠网格技术

目前对旋转弹丸气动特性的数值仿真主要是运用滑移网格方法,滑移网格需要建立多个域,本质上是一个独立区域内所有网格一起运动,是一种简化模型。而重叠网格是将复杂的流动区域划分为若干个简单的子区域,各子区域中的计算网格独立生成,彼此重叠,流场信息通过重叠区域进行交换和传递^[5]。重叠网格方法首先剔除计算域外的点,然后使用插值方法进行网格间的数据传递,建立各区域间的对应耦合关系。在建立制导迫弹几何模型的基础上,对计算区域进行划分。计算区域由一个非旋转区域和一个包围弹体的旋转域组成,如图1所示。

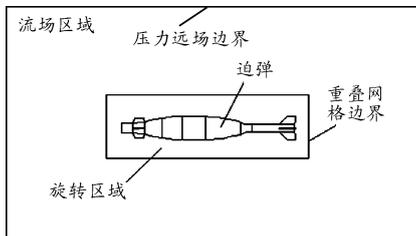


图1 计算区域

为了避免外流场域边界对旋转迫弹气动性能计算产生影响,取直径为弹体直径10倍的圆柱体作为外流场域边界。计算模型的重叠网格和嵌套之后的网格如图2、图3所示。图2为包围弹体的重叠网格,控制旋转域恰好能包裹模型,该部分网格与背景网格进行插值交换信息。网格嵌套之后的效果如图3。为保证计算精度,相互重叠部分的不同网格,保证其网格尺寸接近,且重叠网格间隙位置布置3~4层网格。

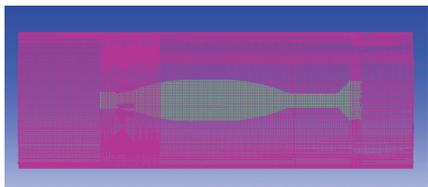


图2 旋转区域网格

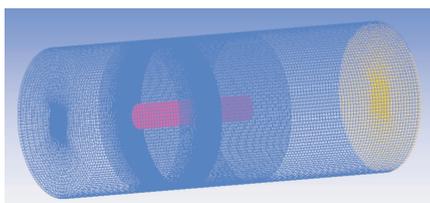


图3 网格嵌套效果图

1.2 控制方程

流动控制方程为雷诺平均的可压缩 Navier-Stokes 方程,在惯性坐标系下,方程的积分形式为^[6]:

$$\frac{d}{dt} \iiint_{\Omega} W d\Omega + \oint_S (\vec{H}^v - W \vec{V}_n) \cdot \vec{n} dS = \oint_S \vec{H}^v \cdot \vec{n} dS$$

其中, W 为状态变量: $W = \{\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e\}^T$, 这里 ρ, u, v, w, e 分别表示流体的密度、速度矢量在三个坐标方向 (x, y, z) 上的分量和单位体积的总能量, Ω 为控制体, S 为边界面, \vec{V}_n 为边界面上的网格运动速度, \vec{n} 为边界面的外法向量, \vec{H}^v 为无黏通量, \vec{H}^v 为黏性通量。计算采用两方程 SST $K-\omega$ 湍流模型,无黏项空间离散采用 Roe 平均迎风通量差分分裂格式,黏性项采用中心差分格式。

2 算法有效性验证

1) 验证模型

计算模型为 AFF 标准模型,如图4所示。AFF 模型经过大量风洞试验和飞行试验,存在比较完整且有效的试验数据,是目前用于检验算法的标准模型之一。气动力和力矩参考点位于质心 $(5d, 0, 0)$, d 为弹体直径。计算条件的有关数据如表1所示,与风洞实验条件一致,弹箭旋转速度 $\Omega = 100 \text{ rad/s}$, 一个计算周期采用 1 440 个物理时间步,对应步长 $\Delta t = 1.131 \times 10^{-5} \text{ s}$ 。每个物理时间设定 20 步内迭代。

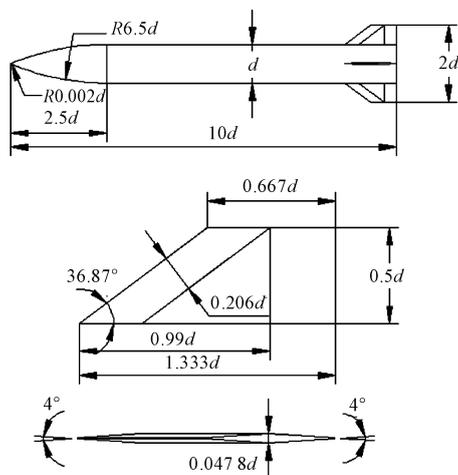


图4 AFF 标准模型

表1 AFF 计算条件的有关数据

Ma	Re_d	T_0/K	P_0/Pa	$\Delta t/\mu\text{s}$	$\alpha/(\text{°})$
0.9	2.6×10^5	316.7	43 092	11.31	-5 ~ 90

2) 计算网格和边界条件

对外部固定区和内部运动区分别划分网格,运用 ICEM 软件自带的网格组装技术进行组装,整个计算区域共生成 600 多万个网格。在边界层网格设置上保证 $y^+ < 1$,以准确

模拟边界层的流动情况。图 5 给出了模型头部和尾部的附件的网格放大图。

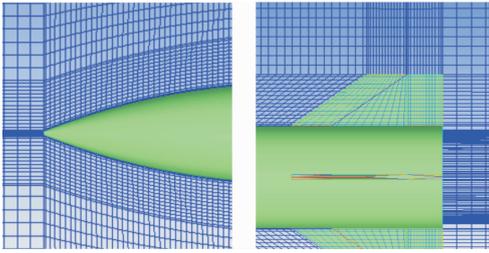


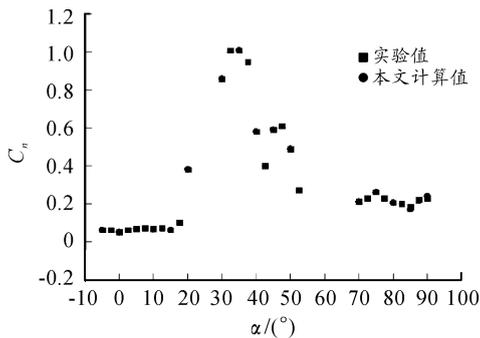
图 5 AFF 模型头部和尾部附件网格

弹体表面设置为无滑移壁,弹体随旋转区域以相同的转速运动。旋转区域和固定区域的交界面设置为 overset 边界条件,固定区域的外边界设置为压力远场条件。

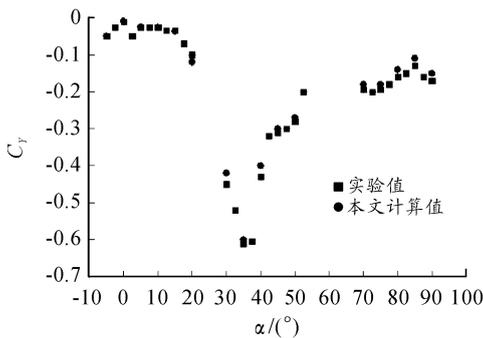
3) 算法验证分析

图 6 给出了法向力系数和侧向力系数随攻角的变化规律和文献[1]的实验值。

从图 6(a)和(b)可以看出,法向力系数和侧向力系数与 AEDC 实验值大致吻合,误差在容许范围之内。由此可知,本文所采用的数值计算方法具有较高的可信度。



(a) 法向力系数



(b) 侧向力系数

图 6 气动系数

3 鸭式布局制导迫弹数值计算

1) 模型、网格和计算条件

计算模型为某鸭舵式制导迫弹,其外形尺寸如图 7。计算参数取:来流马赫数 $Ma = 0.6, 0.7, 0.8, 0.9$,来流攻角 $\alpha =$

$0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$,来流温度 $T_0 = 288 \text{ K}$,迫弹旋转速度 $\Omega = 10\pi, 15\pi, 22\pi \text{ rad/s}$ 。一个计算周期采用 1 000 个物理时间步,即 $\Delta t = 0.001 \text{ s}$ 。气动力和力矩的参考点在迫弹质心位置,参考面积为迫弹的最大横截面积,参考长度为弹体直径 d 。

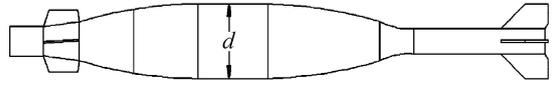


图 7 某制导迫弹模型外形

2) 网格独立性分析

为了研究网格的收敛性,在保证 $y^+ < 1$ 的情况下,对来流条件为 $Ma = 0.9$,攻角 $\alpha = 4^\circ$,转速 $\Omega = 10\pi \text{ rad/s}$,分别以网格数 $M = 3 \times 10^6, 5 \times 10^6, 7 \times 10^6$ 对该迫弹流场进行数值模拟。弹丸滚转力矩系数随迭代步数变化的曲线如图 8 所示。

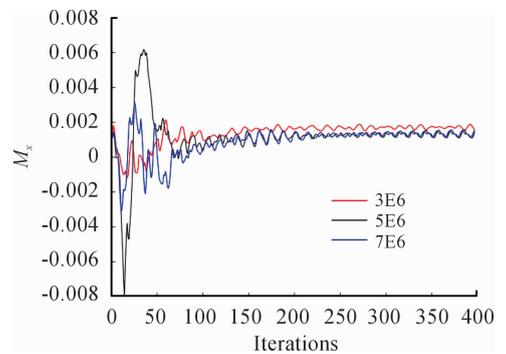


图 8 滚转力矩系数曲线

由图 8 可知:随着网格密度的增大,计算收敛后的滚转力矩值差异不断缩小。 3×10^6 个网格与 5×10^6 个网格的计算值相差 11.8%, 7×10^6 个网格与 5×10^6 个网格的计算值相差 0.03%。同时, 5×10^6 个网格与 7×10^6 个网格相比,精度相差不大且前者收敛速度快,计算时间短。表 2 列出了不同网格数下弹丸主要气动参数计算结果。可得:网格数量的增加有助于各气动参数的收敛,综合考虑计算耗时和计算精度,后续计算以 500 万网格为准。

表 2 不同网格数下的气动参数值

M	C_d	C_l	M_x
3×10^6	0.224	0.133 0	0.001 7
5×10^6	0.253	0.135 5	0.001 2
7×10^6	0.254	0.135 6	0.001 3

3.3 计算结果与分析

3.3.1 流场分析

为了直观地分析攻角对该弹丸附近的流场变化,用 Tecplot 软件对数值仿真结果进行后处理,图 9 分别展示了来流马赫数 $Ma = 0.9, \alpha = 0^\circ$ 和 $\alpha = 4^\circ$ 的马赫数云图。

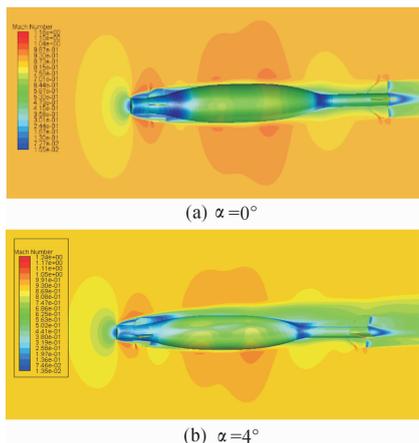


图9 不同攻角下弹体表面马赫数云图

对比两图可知:攻角的存在使得弹体周向的流场分布不再对称,表面流场变得更加复杂,且弹体表面的最大马赫数也在增大。这是由于来流经过弹体表面时产生的折角不同。弹体背风面边界层厚度明显大于迎风面,且在尾部边界层最

厚。弹体的鸭舵、圆柱部以及尾翼部分区域的气流速度较高,这是由于来流在流经这些区域时方向发生外折,产生了马赫波。而鸭舵后缘,圆柱部后端连接处以及尾翼后端由于气流向内折转,形成了压缩波,气流速度较低。

3.3.2 气动特性分析

通过数值模拟计算得出了不同飞行条件下制导迫弹的各项气动特性曲线图,如图10所示。图10(a)~(f)分别是不同马赫数和转速下制导迫弹的阻力系数 C_d 、升力系数 C_l 、俯仰力矩系数 C_m 和滚转力矩系数 C_{mx} 的变化曲线。

由图10(a)~(b)可知:在亚、跨声速范围内,制导迫弹的阻力、升力随着攻角的增大而增大;不同马赫数下,阻力系数与攻角成正比;马赫数越大,升力增加的幅值越大。结合图10(c)~(f)可得:无攻角时制导迫弹的阻力、升力随马赫数的增大而增大,俯仰力矩随马赫数的增大先增大再减小且三者不随转速变化。而滚转力矩则随着转速的增大而增大;在同一转速下,随着马赫数增大,弹丸的滚转力矩先增大后减小,且俯仰力矩和滚转力矩均在 $0.7Ma$ 附近达到最大值。

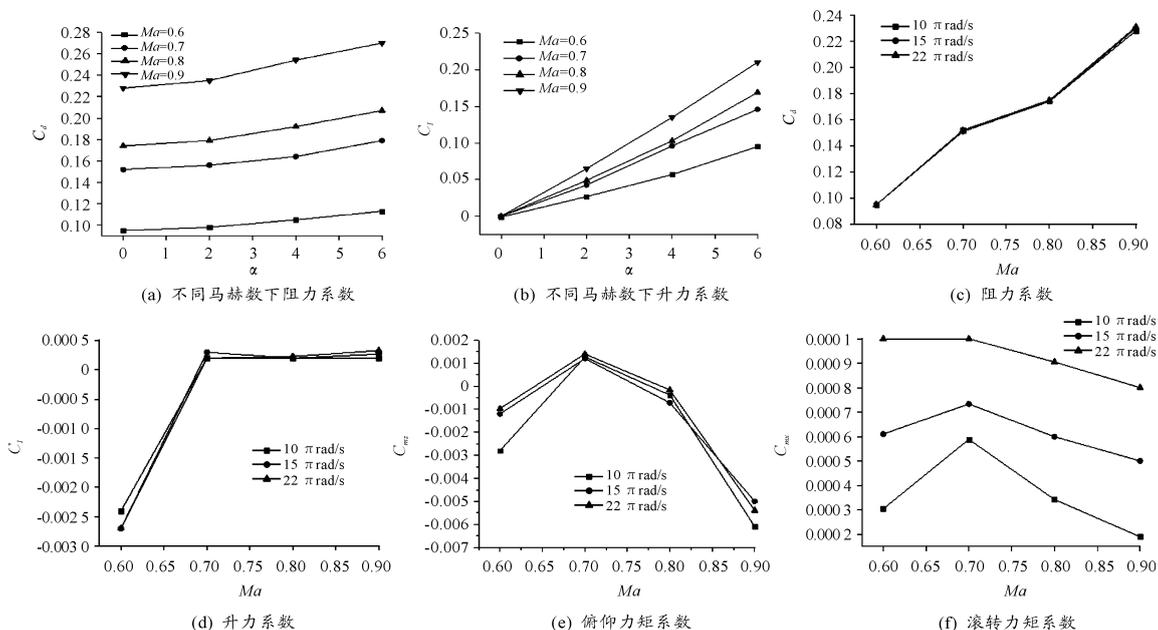


图10 不同转速下的各项气动力和力矩系数

4 结论

在普通迫弹上改进加装鸭舵制导组件后气动特性发生变化,制导迫弹的阻力、升力和俯仰力矩与转速无关;不同马赫数下,阻力系数与攻角成正比;俯仰力矩和滚转力矩都随马赫数的增加先增大再减小,且均在 $0.7Ma$ 达到最大值。

参考文献:

[1] LEROY M J. Experimental roll-damping, Magnus, and static stability characteristics of two slender missile configurations at high angles of attack ($0^\circ - 90^\circ$) and Mach number 0.2 through 2.5 [R]. AEDC-

TR-76-58, 1976.

- [2] JUSTIN L P. Aerodynamic Optimization of a Supersonic Bending Body Projectile by a Vector-Evaluated Genetic Algorithm [R]. ARL-CR-0810. NH; 2016.
- [3] SIDRA I, SILTON. Effect of Canard Deflection for Roll Control on Fin Performance of a Fin-Stabilized Projectile [C]//The 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. California: AIAA, 2016; 1-19.
- [4] 沈皓敏, 杨新民. 翼形参数对某弹道修正迫弹气动特性的影响 [J]. 弹道学报, 2017(3): 32-37.
- [5] 刘焱, 蔡卫军, 王明洲. 基于重叠网格方法的水轮机非定常水动力数值仿真 [J]. 中国舰船研究, 2018, 13(1): 85-92.
- [6] 马率, 邱名, 王建涛, 等. CFD在螺旋桨飞机滑流影响研究中的应用 [J]. 航空学报, 2019, 40(2): 1-14.

(责任编辑 周江川)