

doi: 10.7690/bgzdh.2022.04.007

3 种翼型火箭弹气动特性数值研究

甘语怀¹, 余陵¹, 张彤², 卓长飞¹, 李赛赛¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 北方华安工业集团有限公司, 黑龙江 齐齐哈尔 161006)

摘要: 针对尾翼结构对大长径比火箭弹外流场的影响, 建立 3 种翼型火箭弹的 3 维简化模型。在保证 3 种尾翼都能折叠到弹径尺寸的前提下, 对 3 种翼型火箭弹进行数值模拟, 分析对比不同尾翼结构尾翼火箭弹的气动特性差异, 并验证了文中所采用数值计算方法的可行性。结果表明: 增加卷弧翼数量会使弹箭的阻力系数增加, 并使俯仰力矩系数增大, 弹箭的稳定性提高; 相同尾翼数量的卷弧翼比平板尾翼的升力系数高, 飞行过程中卷弧翼能产生更大的升力; 平板尾翼的侧向力矩系数绝对值比卷弧翼低。

关键词: 火箭弹; 数值模拟; 气动特性; 卷弧翼; 俯仰力矩系数

中图分类号: TJ415 **文献标志码:** A

Numerical Study on Aerodynamic Characteristics of 3 Types of Airfoil Rocket

Gan Yuhuai¹, Yu Ling¹, Zhang Tong², Zhuo Changfei¹, Li Saisai¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. North Hua'an Industry Group Co., Ltd., Qiqihaer 161006, China)

Abstract: Aiming at the influence of the tail structure on the external flow field of the rocket with large aspect ratio, the three-dimensional simplified models of 3 kinds of aerofoil rockets were established. On the premise that the 3 kinds of tail can be folded to the diameter of the projectile, the three kinds of airfoil rockets are numerically simulated, and the aerodynamic characteristics of the rockets with different tail structures are analyzed and compared, and the feasibility of the numerical calculation method used in this paper is verified. The results show that increasing the number of wrap-around wings can increase the drag coefficient and the pitching moment coefficient of the projectile, and improve the stability of the projectile. The lift coefficient of wrap-around wings with the same number of wings is higher than that of flat wings, which can produce more lift during flight. The absolute value of lateral moment coefficient of flat wings is lower than that of wrap-around wings.

Keywords: rockets; numerical simulation; aerodynamic characteristics; wrap-around wings; pitching moment coefficient

0 引言

尾翼式火箭弹是靠尾翼产生的升力使得全弹压力中心移到质心之后, 产生稳定力矩保证火箭弹稳定飞行。相对于靠陀螺效应稳定的涡轮式火箭弹而言, 尾翼式火箭弹的弹长可以根据射程和威力的需要进行选取, 因而射程较远的火箭弹一般都采用尾翼稳定。

目前对尾翼稳定弹箭武器的研究, 主要从理论分析与数值模拟的角度, 分析尾翼式弹箭武器在不同飞行条件和姿态下的气动力特性。

王纪林等^[1]对不同翼片斜置角的火箭弹进行了数值模拟, 分析了有旋转及无旋转条件下的火箭弹的气动特性; 林书豪等^[2]分析了不同攻角对某六尾翼火箭弹的气动特性差异; 吴放等^[3]研究了低速旋转尾翼稳定弹箭在超声速条件下的马格努斯效应, 讨论了不同因素对马格努斯效应产生的影响; 石磊

等^[4]采用完全时间相关的非定常 $N-S$ 方程, 研究了翼身组合体弹箭的马格努斯特性及其产生机理; 张平等^[5]建立了火箭弹高原姿态运动微分方程, 对其运动规律进行了理论分析, 确定了尾翼稳定火箭弹高原姿态运动规律及其成因; 赵博博等^[6]研究了弹体—扭曲尾翼组合体在飞行过程中的马格努斯效应气动机理, 分别研究了带有平板尾翼和扭曲尾翼弹体模型的马格努斯力和力矩随攻角的变化规律; 吴建萍^[7]分别对固定翼、卷弧翼以及马刀翼 3 种不同尾翼的火箭弹进行了气动特性分析; V.Bhagwandin 等^[8]研究了在 $Ma=2.49$ 的不同攻角下的 2 种尾翼弹的气动特性差异, 并与风洞数据进行对比; 翟英存等^[9]研究了尾翼稳定弹箭的主要气动力特性随海拔高度增大的变化规律以及对飞行弹道特性的影响; 谢志敏等^[10]、金华等^[11]均采用 CFD 方对卷弧翼火箭弹流场进行了模拟, 分析了卷弧尾翼的气动特性;

收稿日期: 2021-12-12; 修回日期: 2022-01-28

作者简介: 甘语怀(1994—), 男, 广西人, 硕士, 从事飞行器设计研究。E-mail: yuhuai@njjust.edu.cn。

E. Gülay 等^[12]对 2 种导弹模型进行了滚动力矩系数的 CFD 计算, 对比了风洞实验数据, 同时分析了湍流模型对滚动力矩计算精度的影响。

笔者运用流体仿真软件对某产品的 3 种尾翼结构火箭弹, 即四卷弧型尾翼、六卷弧型尾翼及六平板尾翼, 对不同攻角、不同马赫数下的全弹外流场进行了数值仿真计算, 分析和对比 3 种翼型火箭弹的气动特性差异。

1 数值方法

笔者采用 3 维积分形式的雷诺平均的 $N-S$ 方程作为控制方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V W dV + \iint_{\partial V} F \cdot n dS = \frac{1}{R_e} \iint_{\partial V} F_v \cdot n dS. \quad (1)$$

式中: V 为任意控制体; W 为守恒变量; F 为无粘通量项; F_v 为粘性通量; V 为控制体的边界; n 为控制体边界单位外法向矢量; R_e 为计算的雷诺数。

湍流模型选用分区模型 SST $k-\omega$ 模型, 在边界层的不同层以及自由剪切层中采用不同的二方程模型, 该模型在预测剪切流、压力梯度较大的流动、分离流动中有着很好的适应性^[13]。SST $k-\omega$ 模型中关于湍动能(k)和比耗散率(ω)的输运方程^[14]为:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k; \quad (2)$$

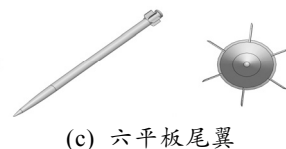
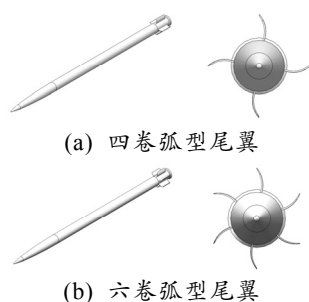
$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega. \quad (3)$$

式中: G_k 为湍动能的速度梯度; G_ω 为比耗散率的速度梯度; Γ_k 和 Γ_ω 分别为 k 和 ω 的有效扩散速度; Y_k 和 Y_ω 为关于 k 和 ω 的湍流耗散项; D_ω 为交叉扩散项。

2 计算模型及网格

2.1 物理模型

图 1 为 3 种翼型火箭弹的简化模型, 尾翼形式分别为四卷弧型翼、六卷弧型翼以及六平板尾翼, 3 种尾翼均能折叠到弹径尺寸。



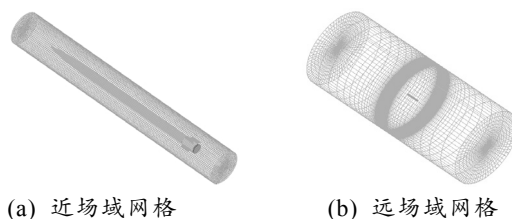
(c) 六平板尾翼

图 1 3 种翼型火箭弹

2.2 网格划分

采用混合网格划分方法对 3 种翼型结构火箭弹流场区域进行网格划分, 混合网格的主要优势是可以对复杂几何体进行分解, 对于不同结构选用合适的网格划分方式, 随后对网格进行合并。这种网格划分方式对于复杂模型而言具有更大的适应性。

笔者将火箭弹流场划分成 2 个子域, 即靠近弹体的近场域和包围近场域的远场域, 如图 2 所示。火箭弹尾翼结构较为复杂, 特征稍多, 划分网格时采用非结构形式, 具有较大的灵活性; 远场域采用结构网格, 各向异性、贴体性好, 网格质量高以提高计算精度^[2]。



(a) 近场域网格

(b) 远场域网格

图 2 计算域网格划分

图 2(a)为火箭弹近场域网格。该区域网格包裹整个弹体, 并对靠近弹体的网格进行适当加密; 为减少流场计算域边界对仿真结果的影响, 远场域边界远离计算域, 将弹前和弹后空间间距取为 10 倍弹长, 周向空间取为 200 倍弹径, 图 2(b)为火箭弹远场域网格。

2.3 边界条件

采用有限体积法对空间进行离散, 空间离散采用 2 阶迎风格式 Roe-FDS(通量差分分裂格式), 求解器选择基于密度的显示耦合算法, 时间选择为定常项; 湍流模型选择 SST $k-\omega$ 模型, 壁面附近采用标准壁面函数, 无滑移壁面边界条件, 远场域的进出口以及周向边界均采用压力远场, 设置来流马赫数。

2.4 计算方法验证

为验证文中所采用的数值计算方法和网格划分方式的正确性, 采用文献[15]中的四片尾翼火箭弹模型 F4 进行验证, F4 火箭弹模型的具体参数如图 3 所示, 参数单位为 mm。

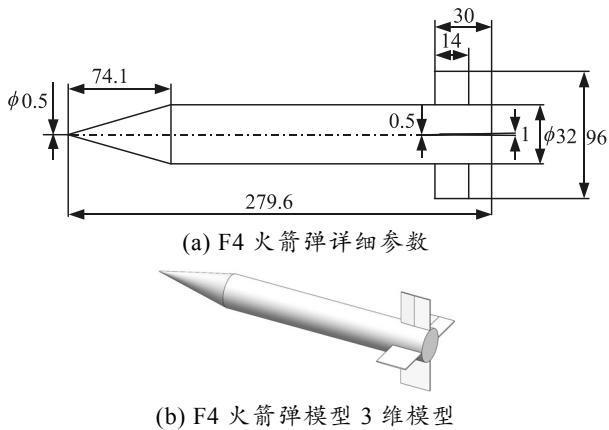


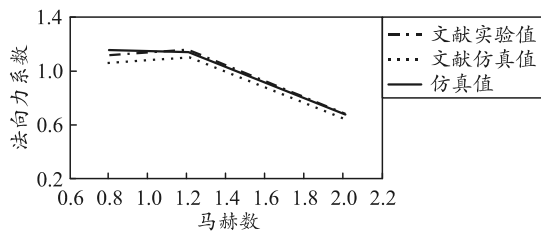
图 3 F4 火箭弹模型

F4 火箭弹计算域网格划分采用与 2.2 节相同的划分方法, 仿真工况的边界条件及湍流模型如表 1 所示。

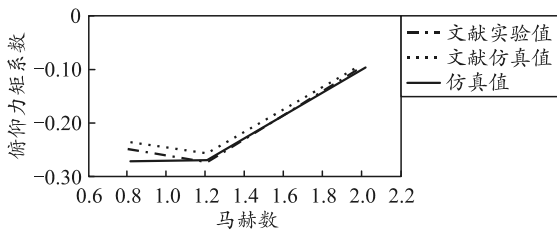
表 1 F4 火箭弹计算工况

Ma	$\alpha/(\circ)$	P/Pa	T/K	$\omega/(\text{rad/s})$	湍流模型
0.8, 1.2, 2.0	4	101 325	288	62.8	SST $k-\omega$

图 4 给出了 F4 火箭弹模型在设定计算工况下的法向力系数、俯仰力矩系数随马赫数的变化曲线, 并与文献[15]中的计算值以及实验值进行比较。



(a) F4 法向力系数



(b) F4 俯仰力矩系数

图 4 仿真结果对比

由上图可以看出, 笔者采用的数值计算方法得出的结果与文献[15]中的实验值变化趋势基本一致, 且在跨声速和超声速时, 较文献[15]所用数值方法得出的数据曲线与实验值吻合度更高: 法向力系数在 $\text{Ma}=1.2$ 时和 $\text{Ma}=2.0$ 时与实验值相差分别为 1.4% 和 0.9%, 而文献值相差为 5.0% 和 5.0%; 俯仰力矩系数在 $\text{Ma}=1.2$ 时和 $\text{Ma}=2.0$ 时与实验值相差分别为 1.7% 和 5.7%, 而文献值相差为 6.1% 和 6.0%。由此说明笔者采用的网格划分方式和数

值计算方法求解得到的计算结果可准确模拟火箭弹外流场, 计算结果可信, 且具有较高的计算精度。

3 仿真结果分析

通过上述数值计算方法, 运用流体仿真软件, 分别对 3 种翼型火箭弹外流场进行了数值模拟, 对比和分析在不同攻角、不同马赫数下 3 种翼型火箭弹的气动特性差异。

3.1 攻角变化时的气动特性分析

图 5 为 3 种翼型火箭弹在 $\text{Ma}=2.0$, 攻角 $\alpha=0^\circ$ 、 $\alpha=4^\circ$ 、 $\alpha=8^\circ$ 时, 截面 $Z=0$ 上流场区域的压力云图, 由上至下分别为四卷弧翼火箭弹、六卷弧翼火箭弹和六平板尾翼火箭弹。

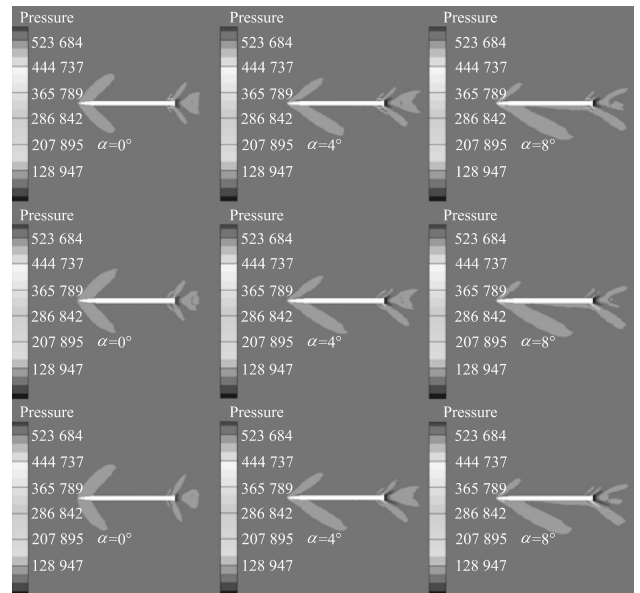


图 5 不同攻角下的压力云图

由上图可知, 弹体周围产生明显的弹道波, 弹顶、尾翼后缘、弹尾等处产生斜激波, 尾翼前缘出现膨胀波; 高压区主要集中在弹体头部, 低压区主要集中在弹后空间; 同时可以看出, 当攻角为零时, 3 种翼型火箭弹的压力云图呈现出明显的对称性; 当攻角存在时, 压力分布出现不对称性, 且随着攻角的增大, 压力云图的不对称性更为明显, 主要体现在弹体头部以及弹尾部, 这说明随着攻角的增大, 弹体周围的压力差进一步加剧。

图 6 为 3 种翼型火箭弹在不同攻角下的升力系数曲线。可以看出: 3 种翼型火箭弹的升力系数随着攻角的增大而增大, 且卷弧翼相对于平板尾翼而言有更大的升力系数; 同时, $\text{Ma}=1.5$ 时, 增加卷弧翼的数量没有得到更高的升力系数, 反而有所减小。

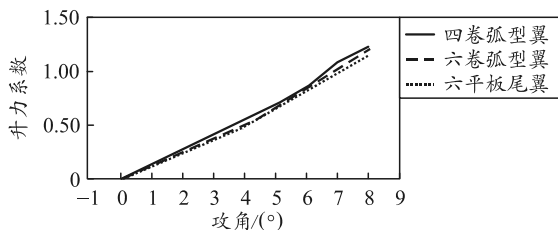


图 6 不同攻角下的升力系数

图 7 为在 $Ma=1.5$ 时 3 种翼型火箭弹的升力系数随着攻角的变化曲线。可以看出：随着攻角的增加，3 种翼型火箭弹的阻力系数随之增大；六卷弧翼火箭弹的阻力系数大于四卷弧翼火箭弹，说明增加卷弧翼的数量会增加飞行过程中的阻力；相同尾翼数量时，平板尾翼火箭弹的阻力系数高于卷弧翼，说明卷弧翼在飞行过程中受到的飞行阻力比平板尾翼更小。

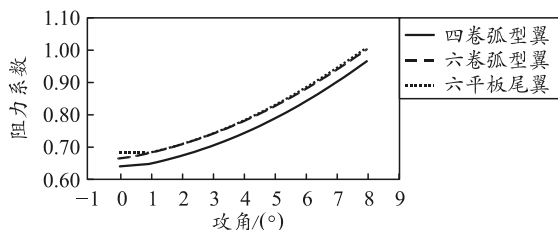


图 7 不同攻角下的阻力系数

图 8 为 $Ma=1.5$ 时，3 种翼型结构火箭弹不同攻角下相对于弹顶的俯仰力矩系数曲线。可以看出：随着攻角的增加，3 种翼型火箭弹的俯仰力矩绝对值增大，说明 3 种翼型火箭弹在小攻角飞行时，随着攻角的增加，火箭弹的飞行稳定性增大。

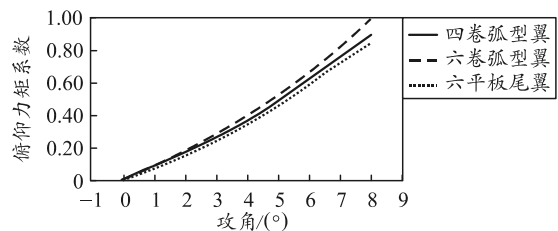


图 8 不同攻角下的俯仰力矩系数

同时可以看出：相同尾翼数量时，平板尾翼的俯仰力矩系数比卷弧翼小，表明平板尾翼的稳定性比卷弧翼低；六卷弧翼的俯仰力矩系数大于四卷弧翼，表明增加卷弧翼的数量能增加俯仰力矩系数，进而使得火箭弹的飞行稳定性提高。

3.2 马赫数变化时的气动特性分析

弹箭武器在亚音速飞行时，所受空气阻力为摩擦阻和涡阻，阻力系数较小；跨音速飞行时，弹体表面产生激波和膨胀波，弹道波的出现造成弹箭表面压力的重新分布，所受阻力除了摩擦阻和涡阻外，还

增加了波阻，使得阻力系数急剧增加；在超声速飞行时，弹头脱体激波转变成附体激波，激波强度减弱，因而阻力系数又缓慢下降。

图 9 为 3 种翼型结构火箭弹在攻角 $\alpha=4^\circ$ ， $Ma=1.0$ 、 $Ma=1.2$ 、 $Ma=2.0$ 时， $Z=0$ 截面上关于时的压力云图。由压力云图可以看出：3 种翼型火箭弹在弹顶、弹尾等转折处产生明显的激波，尾翼前缘出现膨胀波，经过弹道波后压力发生变化；高压区主要集中在弹头部，低压区主要集中在弹底部；随着马赫数的增加，弹体头部压力逐渐加强；同时，在 $Ma=1.0$ 时，在弹顶出现脱体正激波，随着马赫数增加，脱体正激波转变为附体斜激波；由于攻角的存在，压力云图在攻角平面呈现出明显的不对称性，下表面激波强度高于上表面；同时随着马赫数的增加，激波角逐渐减小，波阻减小，阻力系数减小。

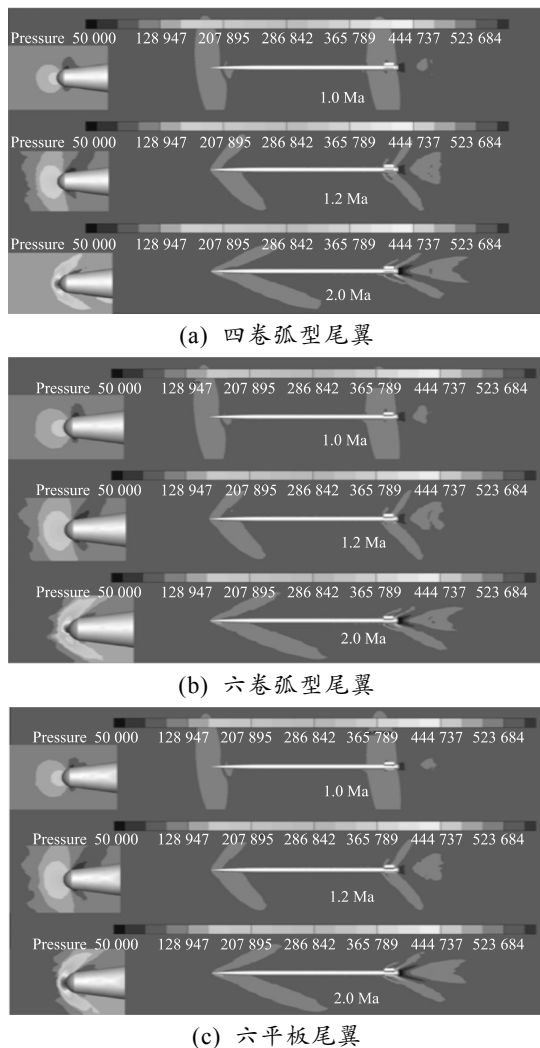


图 9 3 种尾翼结构火箭弹压力云图

图 10 为攻角 $\alpha=2^\circ$ 时，不同马赫数下 3 种翼型

火箭弹尾翼某处截面的压力云图。可以看出：由于攻角的存在导致尾翼两侧压力分布不均，使得压力云图呈现出不对称性，低压区主要集中在翼梢处，且随着马赫数的增加，低压区向翼根移动；同时，在超音速飞行时，随着马赫数的增大，尾翼周围低压面积减小，且尾翼两侧压力云图的不对称性减弱，表明尾翼两侧压力差减小，从而导致升力的减小。

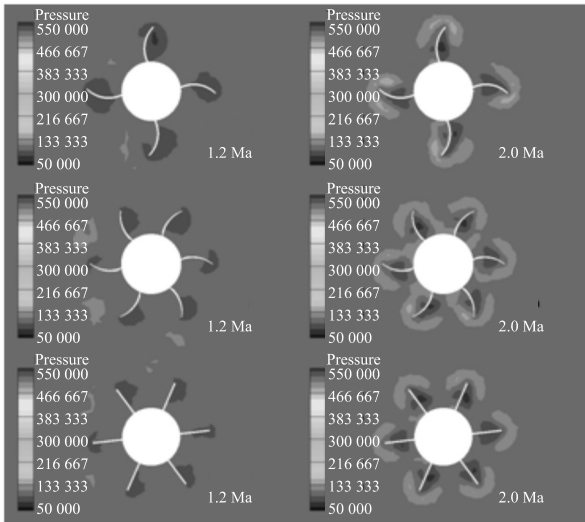


图 10 3 种翼型尾翼某处截面压力云图

图 11 为 3 种翼型火箭弹在攻角 $\alpha=2^\circ$ 时的阻力系数曲线，曲线在亚音速段走势平缓，跨音速段急剧增加，在 $Ma=1$ 处附近取得最大值，而后随着马赫数的增加，阻力系数逐渐减小，符合空气动力学规律。

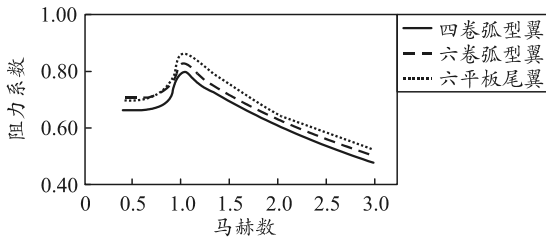
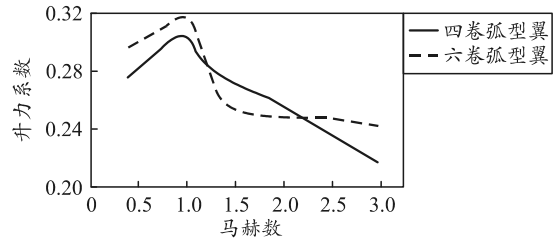


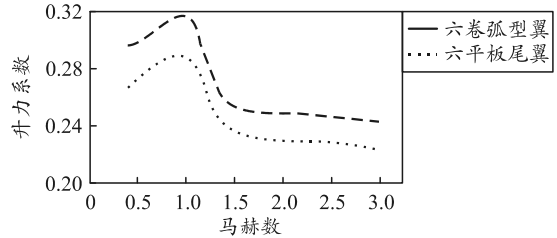
图 11 阻力系数

同时可以看出：当尾翼数量相同，火箭弹在低速飞行时，卷弧翼火箭弹的阻力系数高于平板尾翼，而后随着飞行速度的增加，卷弧翼火箭弹的阻力系数低于平板尾翼，说明卷弧翼较平板尾翼更适用于高速飞行，飞行阻力更小；四卷弧翼火箭弹的阻力系数小于六卷弧翼，说明增加卷弧翼的数量会增加飞行阻力。

图 12 为 3 种翼型火箭弹在攻角 $\alpha=2^\circ$ 时的升力系数曲线。可以得出：随着马赫数的增加，3 种翼型火箭弹的升力系数先增大再减小，在 $Ma=1$ 附近达到峰值。



(a) 卷弧翼升力系数



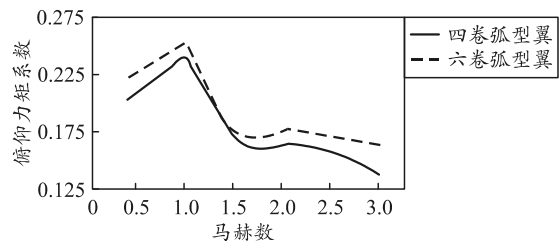
(b) 卷弧翼和平板尾翼升力系数

图 12 升力系数

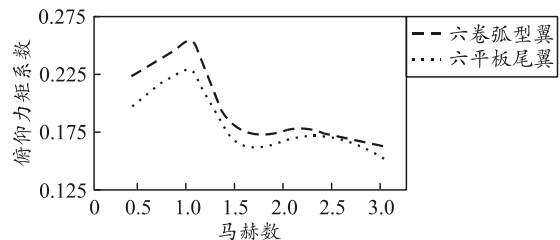
由图 12(a)可知：亚音速和跨音速飞行时，六卷弧翼火箭弹的升力系数大于四卷弧翼；而在超音速时，六卷弧翼的升力系数曲线有一部分处于四卷弧翼下方；在 $Ma>1.5$ 时，六卷弧翼升力系数曲线下降趋势平缓；在 $Ma>2.2$ 后，六卷弧翼的升力系数大于四卷弧翼，表明增加卷弧型尾翼数量在一定程度上有产生更大的升力，且在超音速飞行时，六尾翼较四尾翼而言，升力减小更为缓慢。

由图 12(b)可知，尾翼数量相同时，卷弧翼的升力系数大于平板尾翼，说明卷弧翼较平板尾翼而言，在飞行过程中能产生更大的升力。

图 13 为 3 种翼型火箭弹在攻角 $\alpha=2^\circ$ 时相对于弹顶的俯仰力矩系数随马赫数的变化曲线。可以看出：俯仰力矩系数随着马赫数的增加，曲线先增大后减小。



(a) 卷弧翼俯仰力矩系数



(b) 卷弧翼和平板尾翼俯仰力矩系数

图 13 俯仰力矩系数

图13(a)为不同尾翼数量卷弧翼的俯仰力矩系数曲线。可以看出: 四卷弧翼火箭弹的俯仰力矩系数较小, 表明增加卷弧翼数量能够增大俯仰力矩系数, 火箭弹飞行稳定性提高。

图13(b)为相同尾翼数量的卷弧翼和平板尾翼俯仰力矩系数曲线。可以看出, 卷弧翼火箭弹的俯仰力矩系数比平板尾翼的俯仰力矩系数更大, 飞行稳定性更高。

图14为3种翼型火箭弹相对于质心的侧向力矩系数随马赫数的变化。可以看出: 随着马赫数的增加, 3种翼型火箭弹的侧向力矩系数绝对值逐渐减小。由图14(a)可以看出: 四卷弧翼火箭弹的侧向力矩系数绝对值小于六卷弧翼, 说明增加卷弧型尾翼数量会使得侧向力矩系数绝对值增加; 由图14(b)可以看出: 相同尾翼数量时, 平板尾翼的侧向力矩系数绝对值小于卷弧翼。

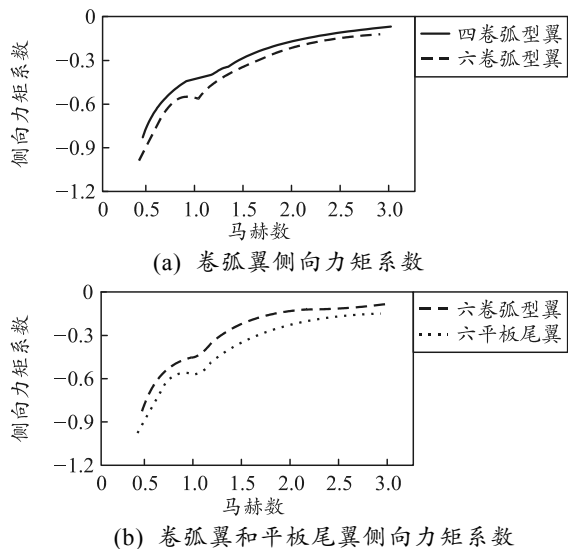


图14 侧向力矩系数

4 结论

通过对3种翼型火箭弹外流场进行数值仿真, 分析对比了在攻角和马赫数变化时3种翼型火箭弹的气动特性差异, 结果表明:

1) 增加卷弧翼的数量能增加升力, 卷弧翼较平板尾翼而言有更高的升力系数;

2) 六尾翼结构较四尾翼结构而言, 在高马赫数飞行时升力系数降低得更为缓慢, 能维持一定的升力;

3) 低速飞行时, 六卷弧翼火箭弹的阻力系数比六平板尾翼火箭弹的阻力系数大, 随着飞行速度的

增加, 卷弧翼有更小的阻力系数, 表明卷弧翼更适于高速飞行, 飞行阻力更小;

4) 增加卷弧翼的数量能够增大俯仰力矩系数, 稳定性提高; 相同尾翼数量时, 卷弧翼的俯仰力矩系数比平板尾翼的大, 表明卷弧型尾翼更具稳定性;

5) 增加卷弧型尾翼会使得侧向力矩系数绝对值增加; 平板尾翼的侧向力矩系数绝对值小于卷弧翼。

参考文献:

- [1] 王纪林, 相翠玲, 余陵, 等. 高速箭弹滚转气动特性[J]. 兵工自动化, 2020, 39(8): 81-85.
- [2] 林书豪, 余陵, 卓长飞, 等. 某六尾翼火箭弹的气动特性研究[J]. 计算机仿真, 2018, 35(11): 72-76.
- [3] 吴放, 王学德, 常思江, 等. 旋转尾翼弹马格努斯效应数值模拟[J]. 弹道学报, 2018, 30(1): 12-18.
- [4] 石磊, 刘周, 杨云军, 等. 翼身组合弹箭马格努斯效应数值模拟研究[J]. 宇航学报, 2016, 37(10): 1185-1192.
- [5] 张平, 赵志明, 贾波, 等. 尾翼稳定火箭弹高原姿态运动规律研究[J]. 兵工学报, 2016, 37(8): 1345-1350.
- [6] 赵博博, 刘荣忠, 郭锐, 等. 扭曲尾翼弹箭的马格努斯数值研究[J]. 固体火箭技术, 2015, 38(4): 465-471.
- [7] 吴建萍. 火箭弹不同尾翼气动特性分析及优化[J]. 四川兵工学报, 2014, 35(4): 32-34.
- [8] BHAGWANDIN V. Numerical Prediction of Roll Damping and Magnus Dynamic Derivatives for Finned Projectiles at Angle of Attack[C]// 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2013.
- [9] 翟英存, 陶国辉, 党明利. 尾翼稳定火箭弹高空气动力与弹道特性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(2): 142-144, 148.
- [10] 谢志敏, 杨树兴, 陈伟. 大长径比卷弧翼火箭弹气动特性数值研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(6): 596-599.
- [11] 金华, 戴金海, 吴蓓蓓. 一种异形卷弧翼弹气动特性的数值模拟[J]. 弹箭与制导学报, 2006(3): 168-171.
- [12] GÜLAY E, AKGÜL A, ISAKOVIĆ J, et al. Computational Fluid Dynamics and Experimental Investigation of Wrap-Around-Fins Missile Rolling Moment[J]. Nature, 2001.
- [13] 向玉伟, 李杰. 卷弧翼弹箭气动外形滚转特性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2015, 35(5): 127-132.
- [14] 吴放, 王学德, 常思江, 等. 旋转尾翼弹马格努斯效应数值模拟[J]. 弹道学报, 2018, 30(1): 12-18.
- [15] 周德娟. 不同尾翼结构形式的翼身组合体滚转阻尼导数及其它气动特性的研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2012.