



尾翼通槽对火箭气动特性影响研究

李熙同¹, 吕续舰^{2*}, 张兴宇², 漆超², 孙瑞胜²

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.南京理工大学 能源与动力工程学院, 江苏 南京 210094)

摘要:为适应火箭运输与发射需求,尾翼通常采用折叠式设计,折叠舱未完全密封时会在弹身表面形成上下贯通的槽状结构,进而改变全弹气动性能。针对该问题,建立了不同通槽宽度正常式布局导弹的三维数值模型,并与风洞试验数据对比,验证了计算方法的准确性。采用 CFD 方法计算轴向力系数、法向力系数和俯仰力矩系数,研究通槽宽度、攻角和马赫数对导弹气动特性及局部流场的影响。结果表明,有通槽导弹的轴向力系数、法向力系数和俯仰力矩系数绝对值总体均大于无通槽导弹;随着通槽宽度增大,轴向力系数整体增大,法向力系数和俯仰力矩系数绝对值先增大后减小。在 $Ma=0.3$ 且 $\alpha=15^\circ$ 工况下,通槽宽度为 4 mm 时法向力系数最大,较无通槽构型提高 4.2%,俯仰力矩系数绝对值提高 4.6%,导弹俯仰操纵性能较好。流场分析表明,通槽改变了尾舵前方的速度与压力分布,通槽末端高低压区作用面积变化是气动力非单调变化的主要原因。随着攻角增大,通槽内流速提高,尾舵前方低压增强,使法向力系数和俯仰力矩系数绝对值进一步增大。

关键词:火箭;尾部通槽;气动特性;正常式布局;数值模拟

中图分类号:TJ385 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-499X(2026)03-0001-08

Study on the Influence of Tail Hole on Aerodynamic Characteristics of Missile

LI Xitong¹, LYU Xujian^{2*}, ZHANG Xingyu², QI Chao², SUN Ruisheng²

(1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2.School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: To facilitate missile transportation and launch, tail fins are commonly designed to be foldable. When the folding compartment cannot be completely sealed, a hole-like structure connecting the upper and lower surfaces of the missile body may be formed, thereby altering the aerodynamic characteristics of the entire missile. To investigate this issue, a three-dimensional numerical model of conventional-configuration missiles with different hole-widths was established, and the accuracy of the numerical method was validated through comparison with wind-tunnel test data. The axial force coefficient, normal force coefficient, and pitching moment coefficient were calculated using CFD method, and the effects of different hole-widths, angle of attack, and Mach number on the aerodynamic characteristics and local flow-field of the missile were studied. The results show that the axial force coefficient, normal force coefficient, and absolute pitching moment coefficient of the missile with holes are generally greater than those of the missile without holes. As the hole width increases, the axial force coefficient generally increases, whereas the normal force coefficient and the absolute pitching moment coefficient first increase and then decrease. At $Ma=0.3$ and $\alpha=15^\circ$, the missile with a hole width of 4 mm exhibits the maximum normal force coefficient, which is 4.2% higher than that of the configuration without holes. Meanwhile, the absolute pitching moment coefficient increases by 4.6%, indicating improved pitch maneuverability. Flow-field

analysis shows that the holes alter the velocity and pressure distributions upstream of the tail fins, and that variations in the effective areas of the high- and low-pressure regions near the hole exits are primarily responsible for the non-monotonic variation in aerodynamic forces. As the angle of attack increases, the flow velocity within the holes rises, and the low-pressure vortices upstream of the tail fins intensify, further increasing the normal force coefficient and the absolute pitching moment coefficient.

Key words: missile; tail hole; aerodynamic characteristics; normal layout; numerical simulation

导弹是现代战争中的重要武器,开发性能先进的导弹是实现国防和军队现代化的必然要求。按不同的气动外形,导弹可以分为无翼式和有翼式两大类。有翼导弹的全程飞行均在大气层内完成,故其弹体必须配备弹翼及舵面等气动操纵面,以产生必要的法向力^[1-2]。若要有翼导弹在多种工况下进行机动飞行,升力部件及其空气动力学特性起到至关重要的作用。因此,对导弹气动特性的研究很有必要,也具有现实意义。

目前,国内外对导弹气动特性的研究主要有风洞实验和数值模拟两种手段。岑梦希等^[3]研究表明,风洞试验可准确还原真实飞行的动态或静态特性,而计算精度高的CFD数值模拟方法也可作为风洞试验的有力补充,并用于型号设计验证,为型号设计提供参考。在此基础上,文献[4~5]研究了导弹构型和弹翼形状对气动特性的影响。针对鸭式布局,孙宁等^[6]揭示了大长细比鸭式弹箭的操纵特性受侧滑角影响的规律。WEI等^[7-8]研究发现,大攻角下鸭式导弹的流场产生复杂的多涡结构,揭示了涡对流场和气动特性的影响。

关于舵面偏转对导弹气动特性的影响,秦帆等^[9]运用非结构嵌套网格技术,研究了舵面控制下时间步长和最大偏转速率对导弹俯仰与滚转特性的影响。对正常式布局,文献[10~11]研究了不同操纵状态下,尾舵偏转对全弹气动特性的影响。对鸭式布局,王梓晨等^[12]研究表明,鸭舵偏转会形成涡流结构,进而对尾翼气动特性产生干扰,且这种干扰效应随舵偏角增加而增强。姚鹏等^[13]研究表明,鸭舵处于非对称状态时,其产生的非对称洗流影响尾翼表面压力分布并诱导出滚转力矩。

为进一步提高操纵效率,以可变后掠翼为代表的变体弹箭被设计出来。陈海鹏等^[14]发展了一种适用于变构型飞行器变形过程的非定常气动仿真方法,为此类飞行器精确的数值模拟创造了条件。文献[15~16]分别研究了马赫数和掠角对可变后掠翼

制导火箭弹气动特性的影响,发现两者对气动力特性的影响与飞行速度是否超过音速显著相关。王颖等^[17]研究发现,可以通过改变导弹后掠角主动抑制导弹颤振。相比变后掠角的变体方式,折叠翼这种变体方式对弹体气动外形的改变最大^[18-19],也更方便运输,能满足特种作战的任务需要。白剑峰等^[20]在考虑弹翼流固耦合效应的条件下,研究了弹翼展开过程中弹性变形对气动特性的影响。文献[21~22]研究了刀片动能导弹跨音速时的气动特性,发现各气动力系数与导弹是否展开有关,展开状态下各气动力系数均比收拢状态下大。

从以上研究可以看出,弹翼可折叠的导弹在未来有广阔的发展趋势。弹箭设计过程中,为了便于运输和发射,弹身内部往往挖开一个槽供尾翼折叠,而弹身内部的机械结构可能使得尾翼折叠舱无法完全密封,进而出现上下连通的通槽。由于导弹两侧连通,飞行过程中弹翼展开后,通槽会影响弹箭的气动特性,最终影响制导弹箭的控制效率。针对弹翼折叠的情况,现有文献多是研究掠角改变或弹翼折叠前后导弹整体的气动特性,通槽对导弹气动特性影响的研究开展较少。鉴于此,本文基于CFD方法,针对通槽宽度对弹箭气动特性的影响开展计算研究,力图为此类弹箭的设计提供参考。

1 数值仿真方法及模型

1.1 控制方程

在流体力学中,流体的运动过程要符合三大定律,即质量守恒定律、动量守恒定律以及能量守恒定律^[23-24]。对定常流动的不可压缩流体,连续性方程为

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中: u 、 v 和 w 分别为沿 x 、 y 和 z 坐标方向的速度分量。

在笛卡尔坐标系中,三个坐标轴 x 、 y 、 z 轴方向上的动量守恒定律为

$$\begin{cases} \rho \frac{du}{dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \\ \rho \frac{dv}{dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \\ \rho \frac{dw}{dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \end{cases} \quad (2)$$

式中: p 为微元体表面所受压力; τ_{ij} 为黏性应力张量分量 ($i, j = x, y, z$), i 和 j 分别对应 3 个坐标方向; f 为单位质量微元体所受体积力, 3 个分量记为 f_x, f_y, f_z 。当系统仅受重力作用时, 体积力分量简化为 $f_x = f_z = 0, f_y = -g, g$ 为重力加速度。

关于温度的能量守恒方程为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u T)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v T)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w T)}{\partial z} = \\ & \frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{k}{c_p} \frac{\partial T}{\partial z} \right) + S_T \end{aligned} \quad (3)$$

式中: k 为流体的热传导系数, S_T 为黏性耗散项, c_p 为定压比热容。

湍流计算采用 MENTER 提出的剪切应力输运 SST $k-\omega$ 模型^[25-26]。该模型通过混合函数在近壁区域采用 $k-\omega$ 模型, 在远离壁面的区域逐渐过渡到变换后的 $k-\varepsilon$ 模型, 并通过湍流剪切应力限制器, 改善逆压梯度及流动分离条件下的预测能力。其中湍流动能运输方程和比耗散率输运方程为

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \\ & G_k - Y_k + S_k \\ & \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \\ & G_\omega - Y_\omega + S_\omega \end{aligned} \quad (4)$$

式中: μ 为流体动力黏度, μ_t 为湍流动力黏度, ω 为比耗散率, σ_ω 为 ω 方程的湍流普朗特数, G_k 为湍流动能生成项, Y_k 为湍动能耗散项, G_ω 为比耗散率产生项, Y_ω 为比耗散率耗散项, S_k 和 S_ω 为源项。

上述控制方程和 SST $k-\omega$ 湍流模型构成本文数值模拟的理论基础。其中, 质量、动量和能量守恒方程用于描述导弹绕流的基本运动规律, SST $k-\omega$ 模型用于封闭雷诺时均方程, 并提高对通槽内部、尾舵前方逆压梯度、流动分离及涡结构的预测能力。综合以上方程进行求解, 从而获得气动力系数及局部速度、压力分布。

1.2 计算模型及参考系

本文计算模型为正常式布局导弹, 弹径 $D =$

82 mm, 弹长 $L = 783$ mm, 全弹长细比 $L/D = 9.55$ 。四片弹翼和四片尾舵均间隔 90° 对称布置。在弹翼前端和尾舵前端分别开槽。对弹翼前端通槽, 距弹头 2.89D 处为通槽前端, 距弹头 4.26D 处为通槽末端, 槽的长度为 112 mm; 对尾舵前端通槽, 距弹头 7.56D 处为通槽前端, 距弹头 8.80D 处为通槽末端, 槽的长度为 102 mm。通槽宽度为 2~6 mm, 贯穿弹体, 方位在四片翼或舵前方, 成“十”字型开槽。

本文以弹头顶点为原点建立体轴系 $OXYZ$, 研究轴向力、法向力和气动力矩 (即滚转力矩) 时均以体轴系为参考。计算模型参考面积 $S = \pi D^2/4 = 0.005\ 278\ 34\ \text{m}^2$, 力矩系数参考点选为弹头顶点。

1.3 计算域及网格划分

如图 1 所示, 设置圆柱形流域, 计算域入口到弹头距离为 $5L$, 计算域出口到弹尾距离为 $10L$, 计算域侧边外围到弹体轴线距离为 $22D$ 。计算时, 壁面条件设置为无滑移固壁 (wall), 边界条件均设置为压力远场。计算的来流压强为 101 325 Pa, 温度为 288.15 K。无黏通量采用 AUSM 格式计算, 流动控制方程及湍流输运方程中的对流项均采用二阶迎风格式离散。

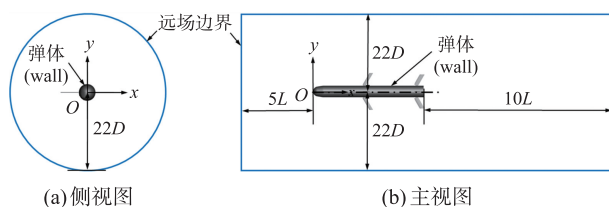


图 1 计算域及边界条件

Fig. 1 Computational domain and boundary conditions

本研究采用混合网格技术, 在划分体网格时, 采用先进的多面体-六面体核心网格 (poly-hexcore) 技术, 在模型表面边界层区域生成高精度的多面体网格 (polyhedral mesh), 而在计算域核心区域采用结构化六面体网格 (hexahedral mesh)。这种混合策略既保证了近壁面流动解析的精度, 又显著提高了整体计算效率。在近壁面、弹翼、尾舵及通槽处划分加密区, 并对网格进行加密。边界层第一层网格高度满足 $y^+ \leq 1$, 网格高度的增长率设为 1.2。对本文中划分的所有网格, 最大倾斜度均不超过 0.55, 可保证计算收敛。计算域网格划分情况如图 2 所示。

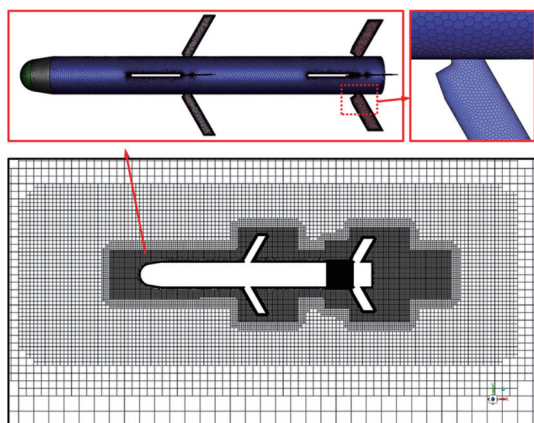


图2 计算域网格划分

Fig. 2 Computational domain meshing

1.4 网格无关性验证

为选择合适的网格数量,对于通槽宽度 $G = 6 \text{ mm}$ 的导弹,仅改变面网格尺寸和边界层数量,划分网格数量 N 分别为 736 万、851 万、966 万 3 套网格。计算来流马赫数 $Ma = 0.3$, 攻角 $\alpha = 15^\circ$ 下的轴向力系数 C_a 、法向力系数 C_n 、俯仰力矩系数 C_{m_z} , 结果如表 1 所示。计算结果表明,不同网格数下未出现数值计算结果的明显不同,在 851 万网格基础上继续加密网格对法向力和俯仰力矩影响非常小。综合考虑计算精度和计算效率,本文选择 851 万网格进行计算。

表1 网格无关性验证结果

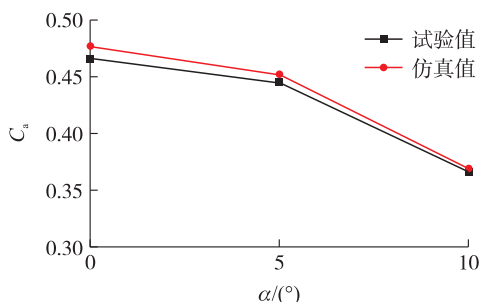
Table 1 Grid independence verification results

N	C_a	ΔC_a /%	C_n	ΔC_n /%	C_{m_z}	ΔC_{m_z} /%
7.36×10^6	0.459 2	1.56	2.795 6	2.21	-1.636 2	3.45
8.51×10^6	0.466 5	-	2.735 2	-	-1.581 6	-
9.66×10^6	0.476 3	3.67	2.742 3	0.26	-1.585 8	0.27

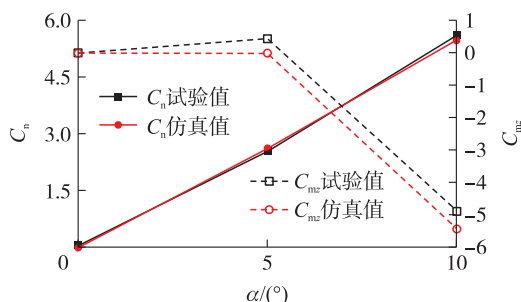
1.5 数值方法验证

本节采用参考文献[27]中的导弹,为简化计算、提高计算效率,将其鸭翼,尾翼的前、后缘改为平面。设定来流马赫数 $Ma = 0.13$, 分别考察 $\alpha = 0^\circ$, 5° , 10° 的 3 种典型工况。通过数值模拟,获取各工况下的轴向力系数 C_a 、法向力系数 C_n 以及俯仰力矩系数 C_{m_z} , 与文献中风洞试验结果对比,如图 3 所示。参考面积 $S = \pi D^2/4 = 0.002 826 \text{ m}^2$, 参考长度取弹体直径 $D = 0.06 \text{ m}$, 俯仰力矩系数参考点距弹头 0.555 m 。验证结果表明,数值仿真得到的各气动力系数曲线与风洞试验数据的趋势一致,仿真值与试验值吻合度良好。在 5° 和 10° 攻角下,法向力系数

的仿真值与试验值的偏差不超过 2.7%,说明本文采用的数值方法准确可靠。



(a) 轴向力系数



(b) 法向力和俯仰力矩系数

图3 数值方法验证结果

Fig. 3 Numerical verification results

2 结果与分析

2.1 通槽宽度对导弹气动力特性的影响

本文研究的导弹尾舵最大厚度为 2 mm , 故所需通槽的宽度最小, 即为 2 mm 。但在实际使用过程中, 为便于尾舵的折叠, 使其在折叠时不产生碰撞或卡顿, 一般会在此基础上设计宽度更大的通槽。基于此, 本节使用 1.2 节中介绍的导弹外形, 对通槽宽度分别为 2 mm , 4 mm 和 6 mm 的 3 种导弹进行研究。本节的研究工况: $Ma = 0.3$, $\alpha = 15^\circ$, 针对这 3 种不同通槽宽度导弹进行气动仿真和流场分析, 研究通槽宽度对导弹气动力特性的影响。

图 4 为不同通槽宽度下导弹气动力系数变化曲线 ($Ma = 0.3$, $\alpha = 15^\circ$)。从图中可以看出, 导弹的轴向力系数整体上随着通槽宽度的增大而增大, 在通槽宽度为 2 mm 和 4 mm 时基本一致; 导弹的法向力系数随通槽宽度增加先增大后减小, 在通槽宽度为 4 mm 时达到最大值, 俯仰力矩系数的绝对值随通槽宽度的增加先减小后增大, 在通槽宽度为 4 mm 时其绝对值最大。法向力系数与俯仰力矩系数的变化趋势呈完全相同的关系。与无通槽导弹相比, 当有通槽导弹的通槽宽度为 4 mm 时, 法向力系数增大

了4.2%,俯仰力矩系数增大了4.6%,弹箭具有最好的操纵性。

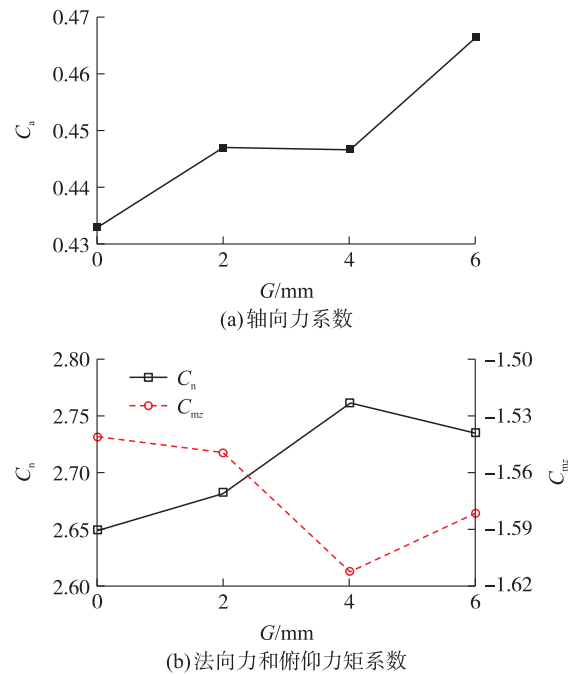


图4 不同通槽宽度下导弹气动系数变化

Fig. 4 Changes of missile aerodynamic coefficients under different hole widths

$Ma=0.3$ 时不同通槽宽度 G 的导弹在 15° 攻角下纵向速度分布云图如图5所示。从图中可见,导弹头部和尾部出现明显的低速区,导弹头部两侧出现高速区。不同的通槽宽度带来的主要区别在通槽尾部靠近尾舵的位置,通槽宽度越大,此处从通槽延伸出的低速区面积越小;在通槽宽度较小时,通槽内延伸出的低速气流直接作用于尾舵前缘。

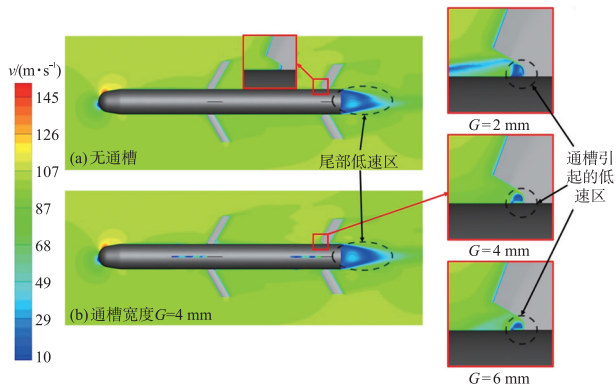


图5 不同通槽宽度下纵向速度分布云图

Fig. 5 Longitudinal velocity distribution contour under different hole widths

为研究沿弹体轴线方向上通槽不同位置处的压力变化,作一垂直于弹体轴线的平面,用 x 表示此平

面与弹头顶点之间的距离,截取尾舵前通槽前端 ($x/L=0.79$)、中点 ($x/L=0.86$)、末端 ($x/L=0.92$) 3个位置上垂直于弹体轴线的平面。图6为不同通槽宽度的导弹在这3个截面上的压力分布图。由图可知,当通槽宽度由2 mm增大至4 mm时, $x/L=0.92$ 处横向通槽内高压区消失,而纵向通槽内高压区面积增大,整体来看,通槽末端高压区面积变化不大,故轴向力基本保持不变。对于法向力,当通槽宽度由2 mm增大至4 mm时, $x/L=0.92$ 处上方通槽与弹体交界处出现低压区并作用在弹体上,且弹翼上表面压强明显减小,这会导致法向力增大;虽然此时弹体开槽使下方高压区的作用面积减小,但由于此时通槽宽度很小,高压区面积减小程度有限,而前述弹翼表面低压的作用面积更大,故全弹法向力系数增大。当通槽宽度由4 mm增大至6 mm时,通槽宽度的增加导致作用在通槽末端的高压区面积增大,故轴向力系数增大;此时由于通槽的宽度增加,弹体下方高压区作用面积进一步减小,而弹体上方压强变化很小,故此时法向力系数减小。

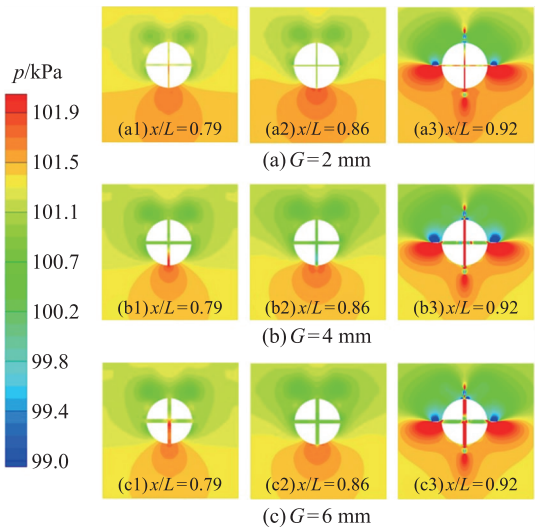


图6 不同通槽宽度下导弹不同纵向截面上的压力分布

Fig. 6 Pressure distribution of missiles with different hole widths at different longitudinal positions

本研究中所有导弹的俯仰力矩都是低头力矩,有利于导弹的操纵。一般来说,当法向力系数增加时,俯仰力矩系数的绝对值也应该增加,反之亦然^[28]。本节研究的3种不同通槽宽度的导弹也符合此规律。在通槽宽度为4 mm时,俯仰力矩的绝对值最大,导弹操纵性最强。

2.2 不同攻角对带通槽导弹气动特性的影响

本节使用1.2节中介绍的导弹外形,为了便于

尾舵折叠,本节研究尾部通槽宽度为 6 mm 的导弹,对于 $Ma=0.3, 0.5, 0.7$ 的 3 种马赫数,分别在 $\alpha=8^\circ, 12^\circ, 15^\circ$ 的 3 种攻角下进行仿真,通过对这 3 种不同马赫数的导弹在不同攻角下的气动力对比和流场分析,研究攻角对导弹气动力特性的影响。

对于 3 种不同马赫数,导弹在不同攻角下的气动力系数变化曲线如图 7 所示。从图中可以看出,不同马赫数下,导弹法向力系数和俯仰力矩系数的绝对值均随攻角增大而增大,且在不同攻角下,大马赫数时导弹的法向力系数和俯仰力矩系数均比小马赫数时更大。在攻角较小时, $Ma=0.5$ 情况下的法向力系数和俯仰力矩系数在数值上发生偏移,更接近 $Ma=0.7$ 下的结果;而当攻角变大时,不同马赫数之间法向力系数和俯仰力矩系数的差距越来越大。数值变化趋势和偏移在法向力系数和俯仰力矩系数上都呈现出相同的趋势。

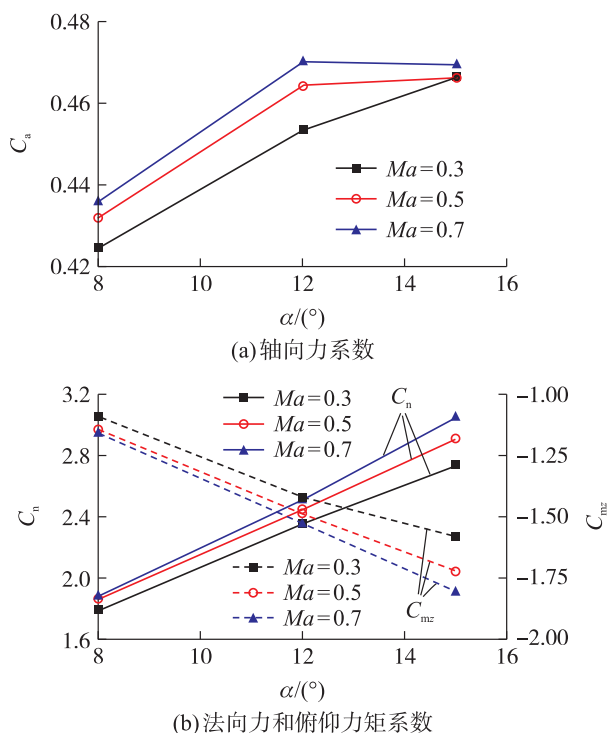


图 7 不同攻角下导弹气动力系数变化

Fig. 7 Changes in missile aerodynamic coefficients at different angles of attack

$Ma=0.5$ 时, $G=6$ mm 的导弹在不同攻角下纵向速度分布云图如图 8 所示。从图中可以看出,不同攻角带来的主要区别:一方面体现在头部和尾部低速区的偏移,攻角越大,偏移越明显;另一方面是在通槽尾部靠近尾舵的位置,攻角越大,此处从通槽延伸出的低速区越明显。

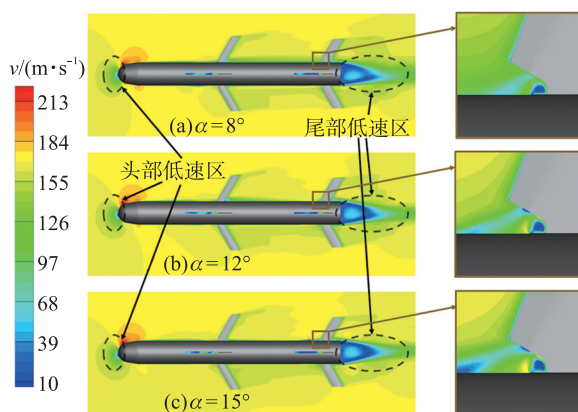


图 8 不同攻角下纵向速度分布

Fig. 8 Longitudinal velocity distribution under different angles of attack

为研究沿弹体轴线方向上通槽不同位置处的压力变化,按 2.1 节中所述方法截取通槽 3 个位置上垂直于弹体轴线的平面,图 9 为 $Ma=0.5$ 时,不同攻角下 $G=6$ mm 的导弹在这 3 个截面上的速度分布图。由于攻角较大,截面周围的流场可近似看作圆柱绕流,大攻角下从下往上绕过弹体的流动出现流动分离,弹体上方边界层外有明显的低速区,并形成低速涡。随着攻角的增大,在通槽中段 $x/L=0.86$ 处,纵向的通槽流速略有提高,因为攻角增大后,更多的气流会通过纵向的通槽流向弹体上方;在通槽末端 $x/L=0.92$ 处,有更多来流流经横向通槽,此处气流流速增大。

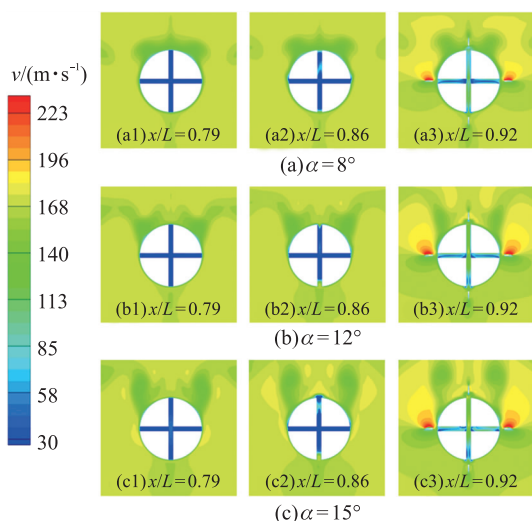


图 9 不同攻角下导弹不同纵向位置截面上的速度分布

Fig. 9 Velocity distribution of missiles at different longitudinal positions under different angles of attack

$Ma=0.5$ 时, $G=6$ mm 的导弹在不同攻角下纵向压力分布云图如图 10 所示。随着攻角的增大,在

通槽后端尾舵前方形成涡的强度更大,出现更明显的低压区。为研究沿弹体轴线方向上通槽不同位置处的压力变化,按2.1节中所述方法截取通槽3个位置上垂直于弹体轴线的平面。图11为不同马赫数下 $G=6\text{ mm}$ 的导弹在这3个截面上的压力分布图。随着攻角的增大,在通槽前端($x/L=0.79$ 处),纵向通槽内高压区消失,横向通槽内出现明显的低压区;而在通槽后端($x/L=0.92$ 处),高低压分布基本不变,高压区面积略有增大。随着攻角的增大,在 $x/L=0.92$ 处,尾舵上方低压区和下方高压区的面积迅速增大;而在通槽前半段,下方高压区面积和强度增大,同时上方低压区面积急剧增大,并在大攻角下呈现出明显的流动分离,导致法向力系数增大。由于通槽宽度不变,弹体压心也不变,法向力的增大会相应增大俯仰力矩。

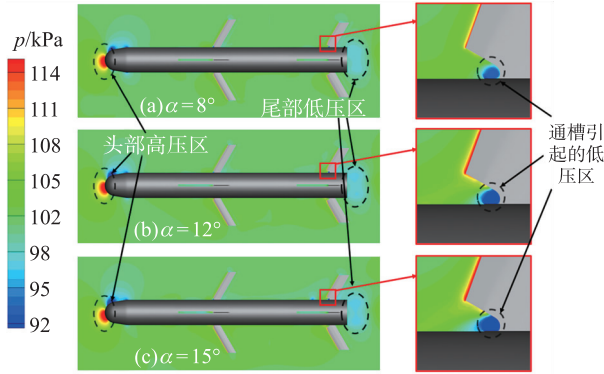


图10 不同攻角下纵向压力分布

Fig. 10 Longitudinal pressure distribution under different angles of attack

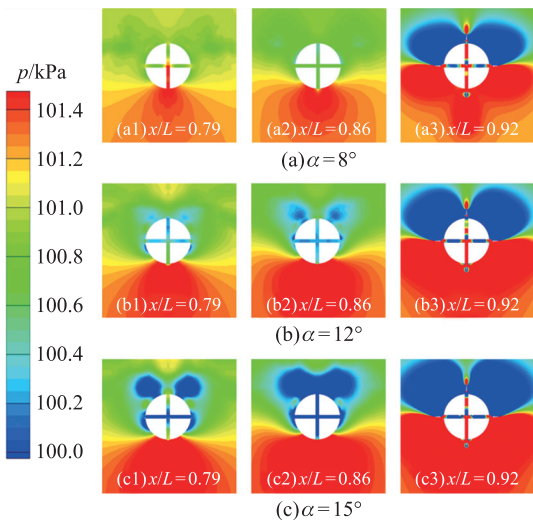


图11 不同攻角下导弹不同纵向位置截面上的压力分布

Fig. 11 Pressure distribution of missiles at different longitudinal positions under different angles of attack

3 结束语

本文利用CFD方法,建立了不同通槽宽度导弹气动特性的数值计算模型,分析了通槽宽度和飞行攻角对导弹气动特性和流场特征的影响,主要得出以下结论:

①有通槽导弹的轴向力系数、法向力系数和俯仰力矩系数均比无通槽导弹更大,通槽宽度较小时,增大通槽宽度,法向力系数也增大,继续增大通槽宽度,法向力系数反而减小。

②在 $Ma=0.3$ 且 $\alpha=15^\circ$ 的工况下,通槽宽度4 mm的导弹法向力系数最大,与无通槽导弹相比,法向力系数增大了4.2%;俯仰力矩与法向力的变化呈相同趋势,其绝对值增大了4.6%,此时弹箭的操纵性最好。

③法向力系数和俯仰力矩系数的绝对值随攻角的增大而增大,攻角的增大使纵向通槽内流速加快、压强增大,提升了尾舵前方涡的强度。

参考文献

- [1] 谷良贤. 导弹总体设计原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2004.
- [2] 钱杏芳. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2006.
- [3] 岑梦希,张瑞民. 某型导弹动导数风洞试验和CFD数值模拟[J]. 航空工程进展,2019,10(3):371-375.
CEN Mengxi, ZHANG Ruimin. Wind tunnel test and CFD numerical simulation of dynamic derivative for a certain type of missile[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019,10(3):371-375. (in Chinese)
- [4] MENG Y, YAN L, HUANG W, et al. Numerical investigation of the aerodynamic characteristics of a missile [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020, 887: 012001.
- [5] ŞUMNU A, GÜZELBEY İ. The effects of different wing configurations on missile aerodynamics [J]. Journal of Thermal Engineering, 2023, 9(5): 1260-1271.
- [6] 孙宁,陈少松,徐一航,等. 侧滑角对大长细比鸭式布局弹箭俯仰操纵性的影响[J]. 弹道学报, 2023, 35(4): 70-79.
SUN Ning, CHEN Shaosong, XU Yihang, et al. Influence of sideslip angle on pitching maneuverability of canard configuration missiles with large length to diameter ratio[J]. Journal of Ballistics, 2023, 35(4): 70-79. (in Chinese)
- [7] WEI K, CHEN S, TANG D, et al. The influence of roll angles on unsteady aerodynamics in a canard-configured missile [J]. International Journal of Mechanical System Dynamics, 2024, 4(2): 213-225.
- [8] WEI K, CHEN S, TANG D, et al. Evolution and influence of

- multivortex structure on the head of canard-controlled missile at high angle of attack [J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2024, 2024: 6074417.
- [9] 秦帆, 支豪林, 肖天航, 等. 舵面控制下的导弹俯仰与滚转特性研究[C]//第七届中国航空科学技术大会论文集. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2024: 672-679.
- [10] GAO Y, LEI J, YIN J. Magnus effect over aerodynamic components of spinning missile[J]. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2022, 23(3): 447-460.
- [11] MEHDI G, ADAM J, POONEH A, et al. Computational aerodynamic investigation of long strake-tail missile configurations[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 127: 107704.
- [12] 王铎晨, 王学德. 超音速鸭式布局导弹舵面偏转气动特性研究[J]. *兵器装备工程学报*, 2020, 41(9): 99-104.
WANG Xinchun, WANG Xuede. Aerodynamic analysis of a missile with dithering canards in supersonic [J]. *Journal of Ordnance Equipment Engineering*, 2020, 41(9): 99-104. (in Chinese)
- [13] 姚鹏, 陈少松. 旋转体制下鸭式布局弹箭正弦打舵气动特性分析[J]. *弹道学报*, 2021, 33(3): 19-24.
YAO Peng, CHEN Shaosong. Analysis on aerodynamic characteristics of canard-configuration missile with sinusoidal rudder under rotating system [J]. *Journal of Ballistics*, 2021, 33(3): 19-24. (in Chinese)
- [14] 陈海鹏, 顾祥玉, 王鑫蔚, 等. 基于高阶浸入边界法的变构型非定常气动仿真方法研究[J]. *宇航学报*, 2025, 46(3): 473-484.
CHEN Haipeng, GU Xiangyu, WANG Xinwei, et al. Research on aerodynamic characteristics of flight vehicle folding deformation based on high-order immersion boundary method [J]. *Journal of Astronautics*, 2025, 46(3): 473-484. (in Chinese)
- [15] 陈军, 王瑶, 余长浩, 等. 变后掠翼制导火箭弹气动特性分析与弹道优化[J]. *中国惯性技术学报*, 2023, 31(12): 1228-1235.
CHEN Jun, WANG Yao, YU Changhao, et al. Analysis of aerodynamic characteristics and trajectory optimization of variable-sweep wing guided rockets [J]. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2023, 31(12): 1228-1235. (in Chinese)
- [16] 王明亮. 变体飞行弹箭的气动特性与飞行弹道研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2022.
- [17] 王颖, 李裕, 刘力, 等. 大长径比变后掠翼导弹的颤振特性分析[J]. *计算机仿真*, 2024, 41(4): 55-58, 493.
WANG Ying, LI Yu, LIU Li, et al. Flutter characteristics analysis of variable swept wing missile with large aspect ratio [J]. *Computer Simulation*, 2024, 41(4): 55-58, 493. (in Chinese)
- [18] GEVA A, ABRAMOVICH H, ARIELI R. Investigation of a morphing wing capable of airfoil and span adjustment using a retractable folding mechanism [J]. *Aerospace*, 2019, 6(8): 85.
- [19] XIE C, CHEN Z, AN C. Aeroelastic response of a Z-shaped folding wing during the morphing process [J]. *AIAA Journal*, 2022, 60(5): 3166-3179.
- [20] 白剑锋, 孟军辉, 张莉丽, 等. 考虑流固耦合效应的弹翼展开动力学性能研究[J/OL]. *北京航空航天大学学报*, 2024. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0645.
BAI Jianfeng, MENG Junhui, ZHANG Lili, et al. Dynamic performances research of the wing deployment considering fluidstructure interaction [J/OL]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2024. DOI: 10.13700/j.bh.1001-5965.2024.0645. (in Chinese)
- [21] 马国亮, 张猛, 韩桂元, 等. 刀片动能导弹跨声速气动特性研究[J]. *现代防御技术*, 2025, 53(5): 99-110.
MA Guoliang, ZHANG Meng, HAN Guiyuan, et al. Research of characteristics aerodynamic of blade kinetic energy missile [J]. *Modern Defence Technology*, 2025, 53(5): 99-110. (in Chinese)
- [22] 张猛. 刀片动能导弹的建模和数值模拟研究[D]. 西安: 西安工业大学, 2024.
- [23] ANDERSON J D. *Fundamentals of aerodynamics* [M]. New York: McGraw-Hill Education, 2014.
- [24] 闫超. *计算流体力学方法及应用* [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [25] MENTER F R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows: AIAA 93-2906 [R]. 1993.
- [26] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [27] HONKANEN T, TUISKU T, PANKKONEN A. CFD simulations and wind tunnel experiments of a generic split-canard air-to-air missile at high angles of attack in turbulent subsonic flow: AIAA 2011-6335 [R]. 2011.
- [28] 钱翼稷. *空气动力学* [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2004.