



低速状态下鸭式布局导弹的下洗现象

母雪鹏¹,陈少松^{1*},魏 恺¹,徐一航²

(1.南京理工大学 能源与动力工程学院,江苏 南京 210094;2.江南机电设计研究所,贵州 贵阳 550000)

摘要:采用数值计算方法并辅以 PIV 实验,对低速状态下鸭式布局导弹的下洗现象进行了研究。在来流马赫数为 0.03 (10 m/s) 和 0.1 (34 m/s) 的条件下,对鸭式布局导弹气动参数以及流场流动情况进行了计算。结果表明:低速状态下,鸭式布局导弹的下洗现象主要由鸭舵的脱落涡随下洗流对下游流场产生影响。在没有舵偏角的情况下,产生对称的影响。探究了当鸭舵进行滚转操纵时(水平鸭舵差动偏转)下洗现象对全弹滚转特性的影响,发现存在滚转反效现象。主要原因是:在水平鸭舵差动偏转时,其后缘的脱落涡不对称,故下游流场也呈现不对称状态,即鸭舵的脱落涡会与附着在弹身和尾翼上的附着涡相互作用,使得两片水平尾翼上方的低压区域面积不对称,进而提供的法向力不相等,最终尾翼产生与鸭舵控制方向相反的滚转力矩。随着攻角的增大,尾翼产生的反向滚转力矩逐渐大于鸭舵提供的正向滚转力矩,便导致滚转反效。

关键词:导弹;鸭式布局;低速;下洗;滚转反效;粒子图像测速实验

中图分类号:TJ011.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1004-499X(2025)01-0068-09

Downwash Phenomenon of Canard-layout Missile at Low Speed

MU Xuepeng¹,CHEN Shaosong^{1*},WEI Kai¹,XU Yihang²

(1.School of Energy and Power engineering,Nanjing University of Science and Technology,Nanjing 210094,China;

2.Jiangnan Electromechanical Design and Research Institute,Guiyang 550000,China)

Abstract:The downwash phenomenon of canard missile at low speed was studied by numerical calculation method and PIV experiment. The aerodynamic parameters and flow field of canard-shaped missile were calculated and analyzed under the condition of free-stream Mach number of 0.03 (10 m/s) and 0.1 (34 m/s). The results show that the downwash phenomenon of the canard missile is mainly affected by the shedding vortex of the canard with the downwash flow on the downstream flow field at low speed. A symmetrical effect is generated without the rudder deflection angle. In addition, the influence of the downwash phenomenon on the roll characteristics of the whole missile was explored when the canard was rolled(horizontal canard differential deflection). It was found that the roll reverse effect occurred. The main reason is that,the shedding vortex at the trailing edge of the horizontal canard rudder is asymmetric when the horizontal canard rudder is differentially deflected, so the downstream flow field is also asymmetric. That is,the shedding vortex of the canard rudder will interact with the vortex attached to the missile body and the tail, so that the area of the low-pressure zone above the two horizontal tails is asymmetric,and the normal force provided is not equal, and finally the tail produces a rolling moment opposite to the canard rudder control direction. With the increase of the attack angle,the reverse rolling moment generated by the tail fin is gradually greater than the forward rolling moment provided by the canard,leading to the rolling effect.

Key words:missile;canard layout;low speed;downwash;rolling reverse;PIV experment

近年,在现代化局部战争中,无人化作战扮演着越来越重要的角色。无人机机载弹药作为察打一体无人机攻击目标的重要一环,其对战争的胜负起到至关重要的影响,所以有必要大力发展无人机机载弹药。察打一体无人机飞行速度一般集中于低速和低速亚音速区间,故其机载弹药的飞行速度大多处于低速阶段,同时受限于无人机的体积以及续航能力等,对无人机机载弹药的气动布局有着更高的要求。鸭式布局导弹具有展向尺寸小、升阻比大、响应快、舵面操纵效率高、舵面铰链力矩较小^[1]等独特优势,使得鸭式布局导弹在无人机机载弹药气动布局的竞争中处于有利位置。

文献[2~4]采用数值计算方法,对亚音速工况($0.3 < Ma < 0.8$)下,小长径比鸭式布局弹气动参数与鸭舵涡-尾翼间的关系进行了深入研究,强调在设计鸭式布局飞行器时必须重点考虑鸭舵涡和尾翼的相互作用。文献[5~7]研究了亚音速飞行工况($0.3 < Ma < 0.8$)下,小长径比鸭式布局弹在鸭舵进行滚转控制时,鸭舵尾涡流对全弹空气动力学性能的影响。文献[8]针对在亚音速段的鸭式布局飞行器,研究了鸭翼相对位置对尾翼升力的影响。文献[9~10]针对跨音速飞行工况下的鸭式布局导弹的鸭舵流会使尾翼产生反向滚转作用,并使得鸭舵不能进行滚转控制的难点,进行了研究。文献[1,3,5,10~14]提到了在对超音速工况下的鸭式布局导弹进行滚转控制时,流经鸭舵后产生的不对称气流到达尾翼后会产生反向滚转力矩,即发生了鸭翼与尾翼的滚转耦合效应。故鸭式布局导弹除了具备前文提到的优点外,还存在:鸭舵下洗现象引起气动系数非线性,难以借助鸭舵进行滚转控制的缺点。鸭式布局中鸭舵下洗现象引起的一系列问题,在一定程度上影响了鸭式布局导弹的发展和应用。

作为无人机机载弹药,鸭式布局导弹是极有竞争力的一种气动布局,目前对于其气动特性的研究主要集中在亚、跨、超音速领域,针对低速状态下鸭式布局的研究不多见。本文针对低速条件下鸭式布局导弹下洗现象展开研究。主要从数值计算入手,并辅以PIV实验,通过比较鸭式布局模型(normal)与尾翼弹模型(no canards)的相关气动参数,观察低速条件下鸭式布局的下洗现象。另外探究了当鸭舵进行滚转操纵时(水平鸭舵差动偏转)下洗现象对全弹滚转特性的影响。进一步对低速状态下鸭式布局导弹能否实现滚转控制做出分析。

1 计算方法与研究对象

1.1 研究对象与网格划分

本文共采用两个模型:①鸭式布局模型,命名为normal,具体模型及其相关尺寸如图1所示;②进行对比分析的尾翼弹模型在鸭式布局模型的基础上去除鸭舵,所有参数与鸭式布局模型保持一致,命名为no canards。normal模型与no canards模型均由文献[15]中模型按一定比例缩小,同时将鸭舵与尾翼的翼型更换为NACA0010翼型后得出。

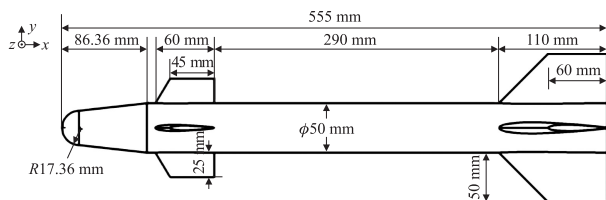


图1 鸭式布局模型及相关尺寸

Fig. 1 Canard layout model and related dimensions

两个模型中鸭舵和尾翼与弹体均呈“十”字型布局,参考坐标系选取弹体坐标系(弹头为原点),攻角参考方向为 z 轴负向。规定水平鸭舵铰链轴指向弹体外侧为正,本文进行滚转控制时,仅对水平鸭舵进行差动偏转,鸭舵产生正向差动控制效应,即提供正向滚转力矩为正向差动舵偏角。计算选取参考长度为弹长 L ,参考面积为弹身截面积 S 。远场静压101 325 Pa,静温288.15 K,其余条件均为标准海平面条件。图2为全弹 $y-z$ 平面投影图,对鸭舵和尾翼的命名如图2所示。

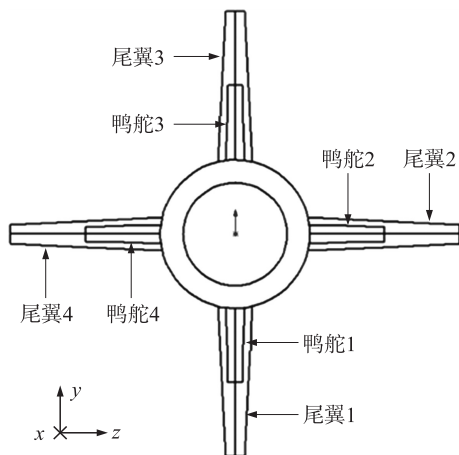


图2 全弹 $y-z$ 平面投影

Fig. 2 Full missile $y-z$ plane projection

采用Fluent meshing软件对模型进行六面体-多面体网格划分,计算域的轴向长度为12倍弹长,

其中前场采用5倍弹长,后场采用7倍弹长,径向长度 $20D$,近壁面第一层网格高度由 $y^+ \approx 1$ 确定,网格量约为600万。网格绘制图如图3所示。

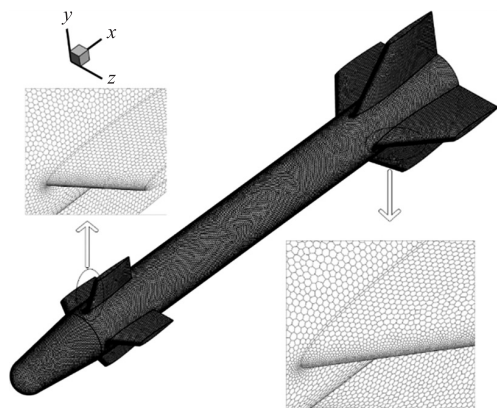


图3 模型网格及局部放大图

Fig. 3 Model grid and local enlarged figure

1.2 计算方法

理想流体运动过程符合质量守恒定律、动量守恒定律以及能量守恒定律,对任一控制体 V 的积分形式的控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint (\mathbf{F} - \mathbf{G}) \cdot d\mathbf{S} = \int_V \mathbf{H} dV \quad (1)$$

式中: S 为控制体 V 的表面面积, $\mathbf{H}$ 为源项矢量, $\mathbf{W}$ 为守恒变量矢量, $\mathbf{F}$ 为对流通量矢量, $\mathbf{G}$ 为黏性通量矢量。

采用 $k-\omega$ SST 湍流模型进行数值模拟, $k-\omega$ SST 湍流模型是在近壁面区域使用 $k-\omega$ 湍流模型,在远离壁面的完全湍流区域使用 Standard $k-\omega$ 湍流模型的一种混合模型。

1.3 算法有效性验证

选取文献[15]中模型对数值计算的有效性进行验证,如图4模型。首先对模型进行网格划分,生成网格数量约为500万,采用 $k-\omega$ SST 湍流模型进行数值计算,来流马赫数为0.13,攻角 α 为 $0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 30^\circ$ 和 45° ,参考面积 $S=0.017 \text{ m}^2$,参考长度 $L=0.15 \text{ m}$,流场数值计算条件均与文献[15]一致。将所得数值计算结果与文献[15]中的风洞实验数据和数值计算数据进行对比。

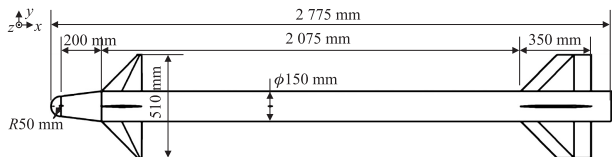
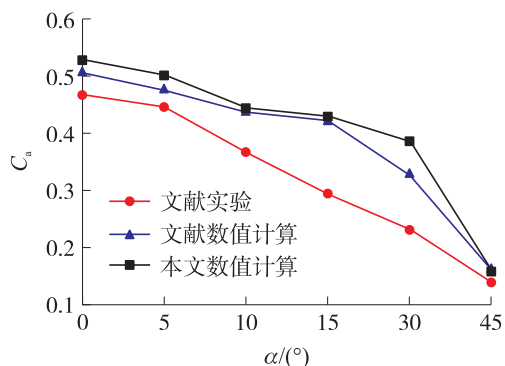


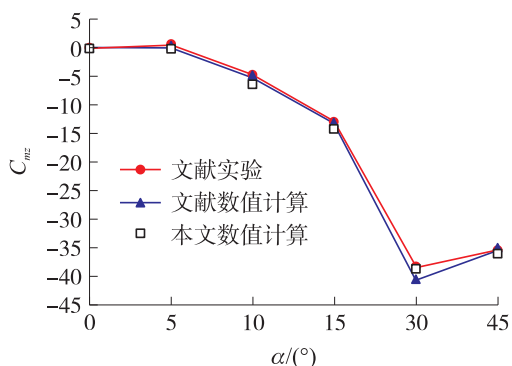
图4 算法有效性验证模型

Fig. 4 Model for algorithm validity verification

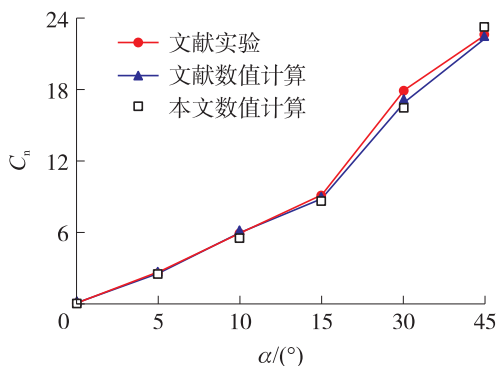
图5分别为有效性验证计算得到的轴向力系数(C_a)、俯仰力矩系数(C_{mz})和法向力系数(C_n)随攻角的变化曲线。



(a) 轴向力系数



(b) 俯仰力矩系数



(c) 法向力系数

图5 气动参数结果比较

Fig. 5 Comparison of aerodynamic parameter results

与文献[15]中的风洞实验数据和数值计算数据进行对比。由图5(a)所示,本次计算得到的轴向力系数与文献中的数值计算值吻合程度较高,但与文献中风洞实验结果有一定差异,主要原因在于:数值计算所建几何模型的弹尾底壁面是平面,而在风洞试验中,有尾支杆等使得数值计算模型和风洞模型间存在几何形状差异。实际风洞实验中的支撑干扰,使得实验测得的轴向力系数小于数值计算的结果。

果。本次计算得到的 C_{mz} 和 C_n , 与文献中的数值计算值和风洞实验结果吻合较好, 最大误差均保持在 2% 之内。

综上所述, 通过比较本文数值计算结果与文献 [15] 中的数值计算结果、风洞实验结果, 得出: C_{mz} 和 C_n 吻合得很好, C_a 有一定的差异。在数值计算中, 轴向力系数较难与实际飞行和风洞实验保持较高的吻合度, 故一般主要比较法向力系数和俯仰力矩系数。本文数值计算可以很好地模拟低速状态下的流场, 即本文数值计算结果可靠。

1.4 网格无关性验证

本文对 normal 模型划分三套网格, 进行网格无关性验证, 分别为 400 万、600 万和 800 万, 来流马赫数为 0.1 (34 m/s), 攻角 α 为 10° , 计算结果如表 1 所示。表中, 差值为计算结果分别与 800 万网格的计算结果相比较所得。从表中可以看出, 400 万和 600 万网格与 800 万网格最大差值均在 5% 以内, 综合考虑计算效率和计算精度两方面, 本文选用 600 万网格。

表 1 网格无关性验证

Table 1 Grid independence verification		
网格数量	轴向力系数	差值/%
400 万	0.304	3.696
600 万	0.297	1.206
800 万	0.293	-

1.5 实验装置

为更直观体现出低速状态下鸭舵下洗现象对尾翼当地攻角的影响, 采用 PIV 实验对低速流场进行观察分析。PIV 实验中, 风洞为开口环流式风洞。风洞实验段截面积为 $0.7 \times 0.7 \text{ m}^2$, 长为 1.1 m、速度范围为 $0.1 \sim 60 \text{ m/s}$, 湍流度为 0.97%。PIV 系统由 CCD 相机、脉冲激光器、粒子发生器及图像采集处理系统等组成, 其中脉冲激光器型号为 Vlite-200。具体工作原理: 在风洞中均匀散布示踪粒子, 利用 CCD 相机, 在一定时间段内两次曝光得到两帧粒子图像, 通过图像处理技术得到整个区域的速度矢量场, 进一步从速度矢量场分析该截面流线分布情况。

风洞实验工况与数值计算远场边界条件一致, 模型攻角为 15° , 实验速度为 10 m/s , 实验雷诺数为 379 946 (参考长度为弹长)。实验模型与数值计算模型完全一致, 为 1:1 制作, 具体实验装置安装如图 6 所示。



图 6 实验装置示意图

Fig. 6 Diagram of experimental device

2 气动系数比较及流场分析

normal 模型和 no canards 模型在来流马赫数 0.03 (10 m/s) 和 0.1 (34 m/s) 时, 全弹的法向力系数随攻角 α 的变化曲线如图 7 所示。

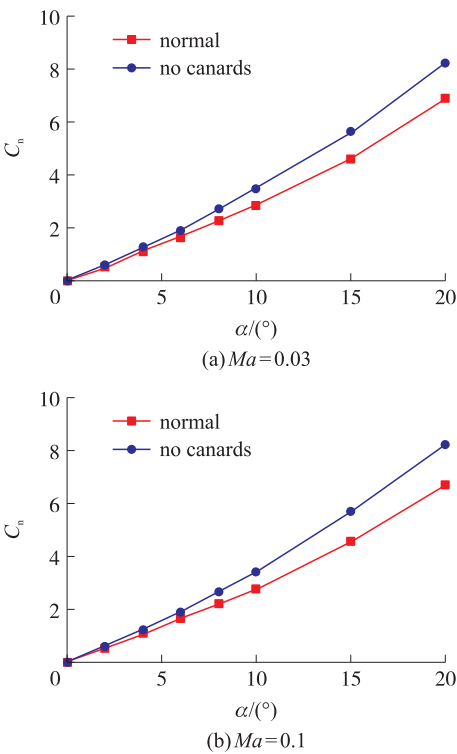


图 7 两种模型全弹法向力系数

Fig. 7 Normal force coefficients of two models of whole missile

由图 7 可以得出: 当攻角小于 5° 时, 两个模型的全弹法向力系数 C_n 相差无几, 推测其原因是: 鸭舵下洗产生的洗流作用于尾翼上, 对尾翼的法向力产生了削弱作用。攻角小于 5° 时, 鸭舵产生的法向

力与尾翼法向力被削弱部分发生了抵消,产生了如图 7 所示的情况。而攻角在 $5^{\circ}\sim 20^{\circ}$ 区间内,随着攻角的增大,normal 模型的法向力系数逐渐高于 no canards 模型的法向力系数。当攻角大于 5° 后,两者法向力系数逐渐产生差异,这是由于攻角的增大,下洗使得尾翼法向力削弱部分的值小于随攻角增大的鸭舵法向力,故两个模型间的法向力系数差距逐渐

表 2 两个模型尾翼 2 和尾翼 4 的法向力系数比较

Table 2 comparison of normal force coefficients of fin2 and fin4 of two models

		$\alpha=2^{\circ}$	$\alpha=4^{\circ}$	$\alpha=6^{\circ}$	$\alpha=8^{\circ}$	$\alpha=10^{\circ}$	$\alpha=15^{\circ}$	$\alpha=20^{\circ}$
normal 模型	尾翼 2	0.130	0.270	0.426	0.591	0.761	1.249	1.849
	尾翼 4	0.130	0.270	0.426	0.591	0.761	1.248	1.849
no canards 模型	尾翼 2	0.171	0.342	0.515	0.688	0.862	1.382	1.959
	尾翼 4	0.171	0.343	0.515	0.688	0.862	1.381	1.958

由表 2 可以看出,尾翼 2 和尾翼 4 在两个不同的模型中的法向力系数存在明显区别,normal 模型明显小于 no canards 模型。原因: normal 模型中,鸭舵下洗流导致尾翼的法向力系数减小。图 8 为 $Ma=0.1$ 下,两个模型中尾翼 2 的法向力系数随攻角变化的曲线图。可以看到, no canards 模型下尾翼 2 的法向力系数大于 normal 模型下尾翼 2 的法向力系数。

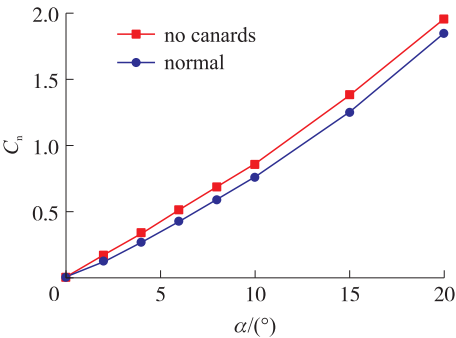


图 8 尾翼 2 法向力系数

Fig. 8 Normal force coefficient of fin2

通过分析全弹以及部件气动系数,可以看出,相同工况下鸭式布局导弹中,鸭舵下洗现象使得尾翼提供的法向力低于尾翼弹中尾翼提供的法向力。

2.1 流动分析

$\alpha=4^{\circ}$ 且 $v=10\text{ m/s}$ 时, normal 模型和 no canards 模型不同轴向位置的涡量图如图 9 所示。由图 9(a) 中可以观察到,气流流经鸭舵后,两片水平鸭舵均产生脱落涡,同时涡的强度沿轴向逐渐减弱。而在图 9(b) 中,由于没有鸭舵,不存在上述的脱落涡,只是随着轴向发展可以观察到,逐渐形成了附着于弹身的涡以及附着于尾翼表面的涡,这种附着涡的强

增大。

$Ma=0.1$ 时,两个模型中尾翼 2 和尾翼 4 在不同攻角下的法向力系数,如表 2 所示。从表中可以看出,同一个模型中两片水平尾翼,即尾翼 2 和尾翼 4 的法向力系数高度一致。进一步说明在 normal 和 no canards 模型中尾翼 2 和尾翼 4 所提供的法向力均具有很强的对称性。

度随着攻角的增大逐渐增大。文献[16]中提到在中小攻角下(18° 以下),涡系布局以附着流态为主,鸭舵与尾翼前缘涡较弱,涡系干扰以洗流作用为主。图 9 展示的涡量图与文献[16]中所述现象基本一致。

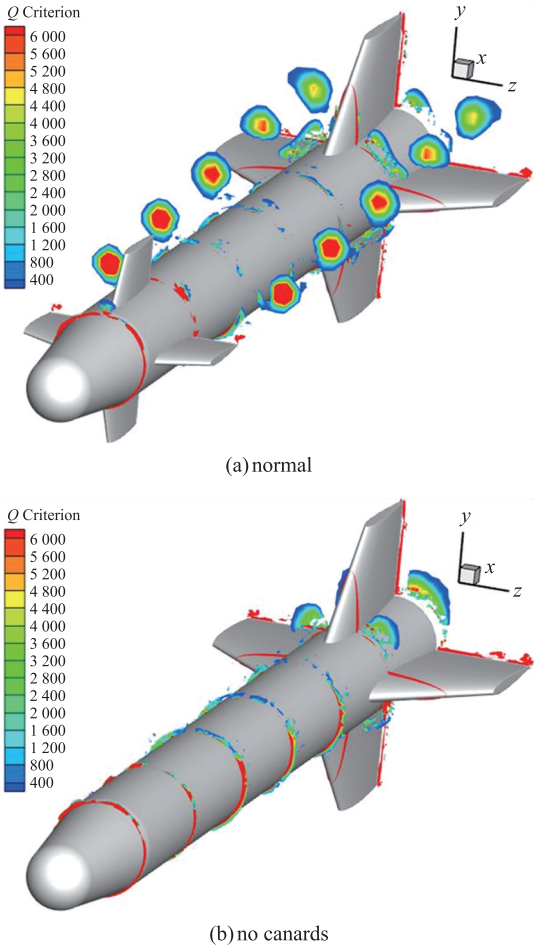


图 9 $v=10\text{ m/s}$ 且 $\alpha=4^{\circ}$ 工况下两个模型的全弹涡量图

Fig. 9 Vorticity diagram of the whole missile under the condition of $v=10\text{ m/s}$ and $\alpha=4^{\circ}$

除此之外,鸭舵还产生了较强的脱落涡,且随洗流向下游流动。在 4° 攻角下的 normal 模型中,鸭舵产生的脱落涡沿着轴向向下游流动。可以观察到;这对原本附着于弹身及尾翼的涡产生了明显影响;同时,在没有舵偏角的情况下脱落的涡的形态呈对称状态,其对下游产生的影响是对称的。故在无舵偏角下对尾翼以及全弹的影响仅表现在法向力方面。

PIV 实验拍摄的流线图区域如图 10 所示,即模型中黑色方框区域。

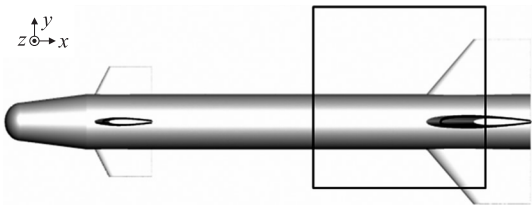


图 10 实验流场拍摄区域

Fig. 10 Experimental flow-field shooting area
 $\alpha=15^\circ$ 且 $v=10\text{ m/s}$ 工况下, $z=0.035\text{ m}$ 截面处, PIV 实验流线图与数值计算结果流线图如图 11 所示。

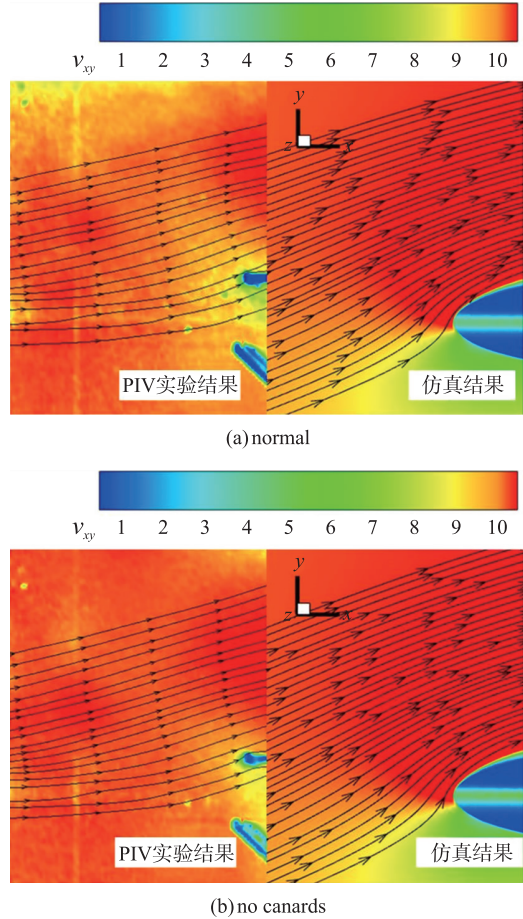


图 11 $z=0.035\text{ m}$ 截面流线图

Fig. 11 $z=0.035\text{ cross-section streamline diagram}$

通过比较图 11 中 PIV 实验结果和数值计算结果,可以发现:两者速度云图和流线图具有较高的一致性,进一步可以说明数值计算具有较高的准确性。另外,可以明显观察到: normal 模型中的流线与 no canards 模型相比,更为平坦,斜率更小,即 normal 模型中尾翼区域的当地攻角小于 no canards 模型。这是由于下洗影响,使得流经鸭舵的流线斜率减小。从图中可以看出:下洗流流至尾翼处时,会使得尾翼的当地攻角减小,进而使得尾翼提供的法向力减小。

综上所述,低速条件下鸭式布局存在下洗现象。鸭舵下洗现象使得尾翼处当地攻角减小,进而影响到全弹的气动特性。鸭舵的脱落涡在无舵偏角的情况下是对称的,故其产生的影响也是对称的。综上,无舵偏角的情况下,鸭式布局的下洗现象主要对全弹的法向力系数产生影响。

2.2 差动控制时下洗的影响

差动舵偏角 δ 为 $0^\circ, 5^\circ$ 和 10° 且 $Ma=0.03$ 和 0.1 的工况下,全弹阻力系数 C_D 随攻角的变化曲线如图 12 所示。由图 12 可以看出:在每个舵偏角下,随着攻角的增大,全弹的阻力系数逐渐增大。分别观察图 12(a) 和图 12(b) 可以得到:相同攻角下,随着差动舵偏角的增大,全弹的阻力系数逐渐增大。

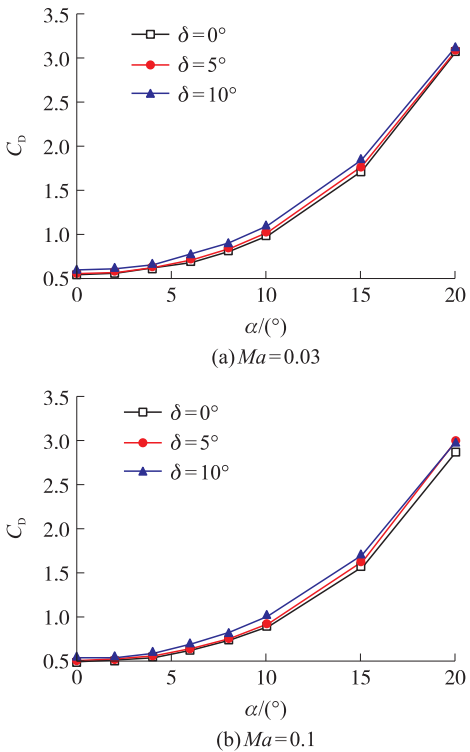


图 12 全弹阻力系数

Fig. 12 Resistance coefficient of full missile

差动舵偏角 δ 为 0° , 5° 和 10° 且 $Ma=0.03$ 和 0.1 的工况下,全弹滚转力矩系数 C_l 随攻角的变化曲线如图 13 所示。可以看出:在 $\delta=0^\circ$ 时,全弹滚转力矩系数基本不随攻角发生变化,一直保持在 0 附近,这也与 2.1 节中所得结论一致,即无差动舵偏角的情况下,下洗现象主要对全弹法向力系数产生影响。在差动舵偏角为正的情况下,攻角为 0 时,全弹的滚转力矩系数为正;随着攻角的增大滚转力矩系数先由正到负;当 $\alpha>15^\circ$ 后,又由负到正。可以得出:鸭舵进行滚转操纵控制时,发生了滚转反效现象。当 $\alpha>15^\circ$ 后,滚转力矩系数由负到正的原因是:随着攻角和差动舵偏角的增大,逐渐发生失速现象。

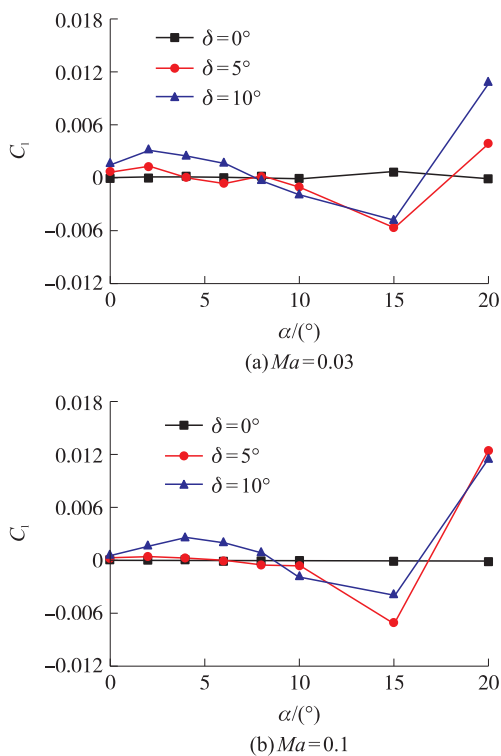


图 13 全弹滚转力矩系数

Fig. 13 Rolling moment coefficient of full missile

图 14 给出 $Ma=0.03$ 和 0.1 且 $\delta=10^\circ$ 的工况下,各部件滚转力矩系数随攻角变化的曲线如图 14 所示。进行正向差动控制后,可以看出鸭舵提供了正向的滚转力矩,但是此时尾翼却产生反方向的滚转力矩;随着攻角的增大,与尾翼产生的负向滚转力矩系数的增长速率相比,鸭舵产生的正向滚转力矩系数的增长速率明显滞后。比较发现,在各个舵偏角下,随着攻角的增大,尾翼产生的反向滚转力矩的绝对值逐渐大于鸭舵产生的正向滚转力矩,故在差动舵偏角不为 0 时,全弹的滚转力矩系数会呈现如

图 13(a) 和图 13(b) 中 $0^\circ<\alpha<15^\circ$ 范围的变化趋势,即发生了滚转反效现象。当 $\alpha>10^\circ$ 时,鸭舵和尾翼开始失速; $\alpha>15^\circ$ 时,尾翼失速的剧烈程度强于鸭舵,使得全弹的滚转力矩系数呈图 13 所示。

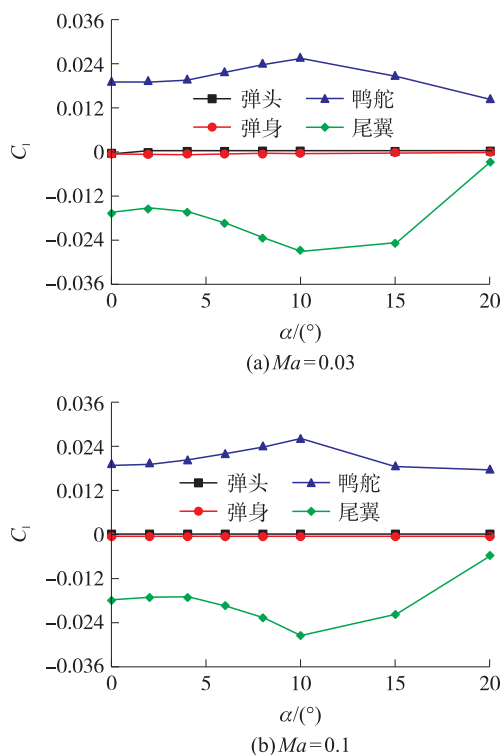


图 14 10° 舵偏角下各部件滚转力矩系数

Fig. 14 Rolling moment coefficient of each component under 10° canard deflection angle

攻角 $\alpha=15^\circ$, 速度 $v=10$ m/s, 差动舵偏角 δ 为 0° , 5° 和 10° 的工况下,垂直于 x 轴方向不同截面处的全弹涡量如图 15 所示。图 15(a) 中 $\delta=0^\circ$ 时,鸭舵产生的脱落涡呈明显的对称状态;图 15(b) 和图 15(c) 中差动舵偏角不为 0 时,鸭舵的脱落涡明显不对称,随着舵偏角的增大不对称状态更为明显。

攻角 $\alpha=15^\circ$, 速度 $v=10$ m/s, $\delta=0^\circ$, 5° 和 10° 的条件下, $x=0.5$ m 处截面压强系数云图及流线图如图 16 所示。由图 16(a) 可以观察到附着于弹身和尾翼上对称的涡,以及与两个对称的并未附着于任何表面的涡,同时尾翼 2 和尾翼 4 上方的压力系数云图呈对称状态。由图 16(b) 和图 16(c) 同样也可以观察到附着于弹身及尾翼上的涡,且可以明显观察到尾翼 2 侧附着涡的强度明显强于尾翼 4 侧,同时仅在尾翼 4 侧有未附着于表面的涡。除此之外,差动舵偏角不为 0 时,尾翼 2 上方低压区域面积明显大于尾翼 4 上方。

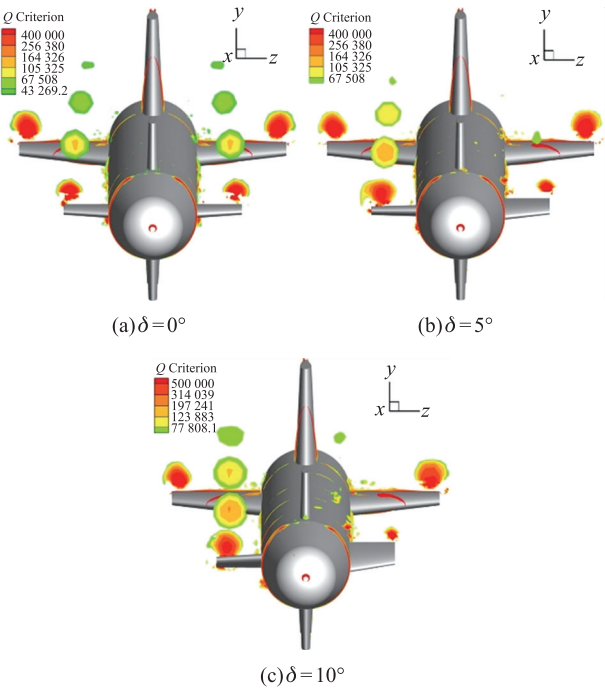


图 15 不同舵偏角下全弹涡量图

Fig. 15 Vorticity diagram of whole missile under different canard-deflection-angles

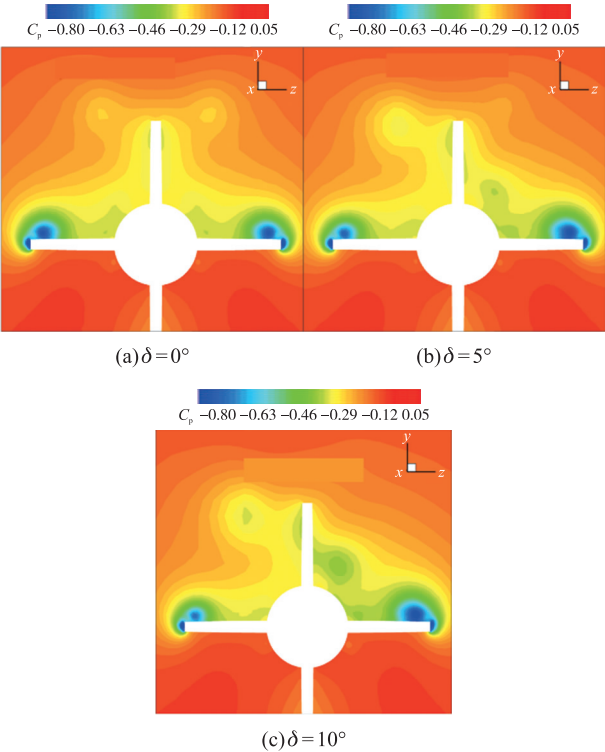


图 16 不同舵偏角 $x=0.5\text{ m}$ 截面处流线图

Fig. 16 Pressure-coefficient cloud diagram of $x=0.5\text{ m}$ section under different canard-deflection-angles

本文中鸭式布局水平鸭舵进行正向差动偏转,产生了不对称的脱落涡。相同攻角下由于鸭舵 2 当

地攻角小,故其脱落涡的强度低,当流至尾翼上方区域时,会与附着在尾翼与弹身表面的涡相互卷绕并合成为一个涡,使得尾翼 2 上方低压区域面积增大。鸭舵 4 当地攻角大,故其脱落涡强度大,且距尾翼上表面距离远,当流至尾翼上方区域时,并不会与附着涡相互卷绕,使得尾翼 4 上方低压区域面积小。差动偏转水平鸭舵脱落涡的不对称性,使得尾翼 2 上方低压区域面积大于尾翼 4 上方,最终随着舵偏角的增大,尾翼 2 的法向力系数逐渐增大,尾翼 4 的法向力系数逐渐减小。随着尾翼 2 法向力系数增大,产生的负向滚转力矩逐渐增大。随着尾翼 4 法向力系数减小,产生的正向滚转力矩逐渐减小。最终,鸭舵下洗的影响使得尾翼产生了负向的滚转力矩,即鸭舵差动偏转时发生了滚转反效。

综上所述,对鸭式布局导弹进行滚转控制(水平鸭舵差动偏转)时,鸭舵脱落涡的不对称使得鸭舵下游流场出现不对称。当鸭舵脱落的不对称涡随下洗流至尾翼区域时,对附着在尾翼区域弹身和尾翼上的附着涡产生影响,使得两片水平尾翼的法向力不相等,导致尾翼产生了负向的滚转力矩。随着攻角的增大,尾翼产生的反向滚转力矩逐渐大于鸭舵产生的正向滚转力矩,最终全弹出现了滚转反效现象。

3 结束语

本文对鸭式布局模型和尾翼弹模型 ($Ma=0.03$ 和 0.1),进行了数值计算和 PIV 实验,得到了不同攻角和不同差动舵偏角下的气动参数。通过对比分析两种模型的气动特性和流动特征,总结概括了低速状态下鸭式布局的下洗现象,以及鸭式布局导弹进行滚转控制时下洗的影响。主要结论如下:

①低速状态下,鸭式布局存在较强的下洗现象,主要体现在鸭舵脱落涡随着下洗流会使得尾翼当地攻角减小,当流至尾翼区域时,会与附着在弹身和尾翼上的附着涡相互作用,使得尾翼提供的法向力减小。舵偏角为 0 时,下洗对全弹的影响主要体现在法向力方面,并且随着攻角增大,其影响效果更显著。

②低速状态下,对鸭式布局弹进行滚转控制(水平鸭舵差动偏转)时,会产生滚转反效现象。主要原因在于,差动控制时,由于下洗作用会使得鸭舵下游的流场呈不对称状态,进而使得尾翼产生与鸭舵提供的正向滚转力矩方向相反的反向滚转力矩。

随着攻角的增大,尾翼产生的反向滚转力矩的绝对值逐渐大于鸭舵提供的正向滚转力矩,发生了滚转反效,进而对导弹的滚转控制产生了不利影响。

参考文献

- [1] 李剑,敬代勇. 鸭式布局导弹滚转控制的气动外形设计[J]. 航空兵器,2011(6):15-17.
LI Jian, JING Daiyong. Aerodynamic design of rolling control of canard missile [J]. Aero Weaponry, 2011(6): 15-17. (in Chinese)
- [2] SILTON S I, FRESCONI F. Effect of canard interactions on aerodynamic performance of a fin-stabilized projectile[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(5): 1430-1442.
- [3] 吕代龙,陈少松,徐一航,等. 近距耦合鸭式布局导弹气动特性[J]. 兵工学报,2022,43(6):1316-1325.
LV Dailong, CHEN Shaosong, XU Yihang, et al. Aerodynamic characteristics of close-coupled canard missile [J]. Acta Armamentarii, 2022, 43(6): 1316-1325. (in Chinese)
- [4] AL KAABI H, PETROVIĆ Z, DJUKANOVIĆ G. Numerical and experimental determination of canard controlled missile aerodynamic coefficients in subsonic regime[J]. Tehnički Vjesnik, 2019, 26(3): 674-680.
- [5] MIRZAEI M. Roll reversal phenomenon control in flight vehicles[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 79: 413-425.
- [6] SILTON S I, COYLE C J. Effect of canard deflection for roll control on fin performance of a fin-stabilized projectile: AIAA 2016-0309[R]. 2016.
- [7] DAVARI A R, DOOLABI M H, SOLTANI M R, et al. Aspects of canard-wing vortices interaction in subsonic flow [J]. Scientia Iranica, 2015, 22(3): 743-754.
- [8] SAJJAD F, BABAR M I, AHSAN M. Study of variation in canard location and dihedral on lift characteristics of a close-coupled wing-canard configuration[C]//2021 Seventh International Conference on Aerospace Science and Engineering(ICASE). Moscow: IEEE, 2021: 1-8.
- [9] 陈霞. 鸭式布局导弹滚转气动特性的研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
CHEN Xia. Study on rolling characteristics of canard-controlled missiles [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2007. (in Chinese)
- [10] 郭向向,曹红松,程登华,等. 鸭舵后掠角对火箭弹尾翼的滚转性能研究[J]. 弹箭与制导学报,2017,37(2):170-173.
GUO Xiangxiang, CAO Hongsong, CHENG Denghua, et al. Research of rolling characteristics on rocket wing by canard sweepback [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2017, 37(2): 170-173. (in Chinese)
- [11] ZHANG J, LEI J, YIN J, et al. The numerical investigation on the rolling decoupling of a canard-controlled missile using the jet control system [J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2020, 14(1): 1062-1077.
- [12] 张平峰,周志超. 鸭式布局旋转导弹气动特性研究[J]. 上海航天, 2013, 30(3): 45-49.
ZHANG Pingfeng, ZHOU Zhichao. Research on aerodynamics of canard rolling airframe missile [J]. Aerospace Shanghai, 2013, 30(3): 45-49. (in Chinese)
- [13] 吴军飞,田小虎,童木华,等. 鸭式布局导弹滚转控制时的侧向气动特性[J]. 弹道学报,2013,25(4):11-14.
WU Junfei, TIAN Xiaohu, TONG Muhua, et al. Lateral aerodynamic characteristics of canard-configuration missile under rolling control [J]. Journal of Ballistics, 2013, 25(4): 11-14. (in Chinese)
- [14] 彭中良,陆韵,周志超,等. 鸭式布局旋转导弹舵翼干扰问题气动特性研究[J]. 空天防御,2022,5(3):52-57.
PENG Zhongliang, LU Yun, ZHOU Zhichao, et al. Aerodynamics research on the problem of canard-wing interference of rolling airframe missile [J]. Air and Space Defence, 2022, 5(3): 52-57. (in Chinese)
- [15] 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[C]//Atmospheric Flight Mechanics Conference. Portland, Oregon: AIAA, 2011: 8-11.
- [16] 刘沛清,易渊. 鸭式布局大迎角复杂涡系干扰与控制技术[J]. 空气动力学学报,2020,38(6):1034-1046.
LIU Peiqing, YI Yuan. Vortex interaction mechanism and control technology of canard configuration at high angle of attack [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(6): 1034-1046. (in Chinese)