

不同攻角条件下偏转头弹箭 流场与气动特性

郭玉洁¹, 陈志华¹, 韩珺礼^{1,2}

- (1. 南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室, 南京 210094;
2. 北京特种机电研究所 第二研究室, 北京 100012)

摘 要: 基于 DES(detached eddy simulation, 分离涡模拟)方法及 AUSM(advection upstream splitting method, 对流迎风分裂方法)格式, 对不同偏角的偏转头弹箭在非零攻角下的超声速流场和气动特性进行了数值模拟。结果表明:在非零攻角情况下,与常规弹箭流场相比,偏转头弹箭头部迎风面激波更强;而当有效入射角相等时,即使弹箭的攻角不一样,其头部流场结构仍相同,且尾翼流场基本不受头部偏角影响。另外,由气动系数变化曲线可知,偏转头弹箭具有良好的纵向静稳定性,且升力系数随攻角的增长率大于阻力系数,即升阻比大于常规弹箭,因此适当增大攻角可以提高偏转头弹箭的气动特性。

关 键 词: 分离涡方法; 偏转头; 流场仿真; 非零攻角; 纵向稳定性

中图分类号: V211.3; TJ760.11

文献标志码: A

Flow field and aerodynamic characteristic of deflectable nose projectile at different angles of attack

GUO Yu-jie¹, CHEN Zhi-hua¹, HAN Jun-li^{1,2}

- (1. National Key Laboratory of Transient Physics,
Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Faculty Office II,
Beijing Institute of Special Electromechanical Technology, Beijing 100012, China)

Abstract: Based on DES (detached eddy simulation) method and AUSM (advection upstream splitting method) scheme, the supersonic flow field and aerodynamic characteristic of deflectable nose projectile were simulated numerically at non-zero angle of attack and different deflectable angles. The results show that, at non-zero angle of attack, the shock wave on the windward of the projectile head with deflectable nose was much stronger than that of the normal one. When the effective angles of incidence of both projectiles were equal, the structures of flow field of head were all the same, and the flow field of tail fins were not affected by the deflectable angles even different angles of attack of projectiles. From the time history of aerodynamic force coefficients versus angle of attacks, it's found that the projectile with deflectable nose has good longitudinal static stability. Besides, the raising gradient of lift coefficient is much larger than that of drag coefficient, showing the lift-to-drag ratio is higher than normal projectile. Therefore, increasing the angle of attack properly can improve the aerodynamic characteristic of deflectable nose projectiles.

Key words: detached eddy method; deflectable nose; simulation of flow field;

non-zero angle of attack; longitudinal static stability

弹箭的偏转头控制是通过改变弹箭头部与弹体轴线之间的夹角,利用空气动力来产生所需的控制力,从而达到控制弹箭机动飞行的目的.与传统鸭舵式控制方式相比,偏转头弹箭结构简单,附加阻力小,且对弹箭尾翼流场影响小.另外,它对激励的响应速度快.而且偏转头弹箭头部是个整体,更适合管式发射,且机动性能良好.

偏转头控制是一种相当特别的控制方式. Thomson 在马赫数为 0.8~2.0 之间对带偏转头的锥形弹箭进行风洞实验,得出偏转头控制可以应用到弹箭控制上,但在 0° 滚转角的情况下偏转头控制对侧向力和偏航力矩的影响较小^[1]; Landers 等分别在 LMMFCHSWT (Lockheed Martin Missiles and Fire Control High Speed Wind Tunnel) 和 NASA LaRC (NASA Langley Research Center) 进行了马赫数为 3.0 和 6.0 的风洞实验,对比了偏转头和鸭舵式控制方式对弹箭气动特性的影响,得出偏转头控制效率高、阻力小的结论^[2]; Hathaway 等于 1997 年在美国空军的气动弹道实验室里对偏转头弹箭自由飞行进行了测试,结果表明较小的偏转角可以产生较大的升力和侧向加速度,控制偏转角可有效控制弹箭的气动特性^[3].

我国对偏转头弹箭的研究相对较少.朱锐等忽略了偏转头控制飞行器的舵翼,利用非结构化网格对计算区域进行空间离散,并采用基于 N-S 方程的 S-A (Spalart-Allmaras) 湍流模型对偏转头控制飞行器进行气动特性计算,得出偏转头控制飞行器在超声速域具有良好的气动特性^[4];孙晓峰等引入矢量的代数表达法,采用质点系动量定理和动量矩定理,得到了完整的偏转头导弹动力学方程^[5];高原等建立了一种简单合理的偏转头控制系统方案,初步研究了其气动特性,得出偏转头控制效率高,且在高超声速下仍能维持较高水平^[6].郭玉洁等对偏转头弹箭的二维流场结构及气动特性进行了初步研究^[7].

为了得到偏转头弹箭在不同攻角时的流场与气动特性,本文基于 DES 方法与 AUSM 格式^[8-10],在不同攻角的条件下,对来流马赫数 $Ma_\infty = 3.0$ 时的三维偏转头弹箭的流场进行了数值模拟,根据模拟结果对其气动参数进行了计算,并探讨了其气动特性,为进一步工程应用提供重要数据支撑.

1 计算方法与模型

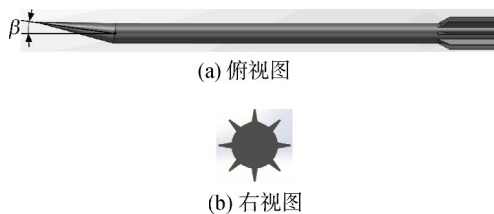
1.1 计算方法

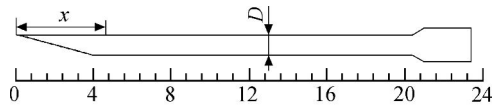
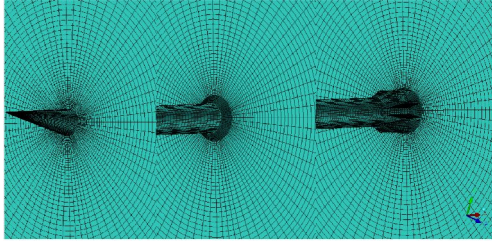
为了准确计算弹箭的超声速飞行,考虑到气体的黏性作用,本文采用基于 N-S 方程的 DES 方法. DES 方法是由 Spalart 于 1997 年提出的,以 S-A 一方程湍流模型为基础,属于 RANS (Reynolds average Navier-Stokes, 雷诺平均模拟) 和 LES (large eddy simulation, 大涡模拟) 混合方法中的一种^[7]. 该方法对近壁面采用 RANS 方法,大大降低了边界层内所需要布置的网格数量;而在远离壁面的计算域内,采用 LES 方法,能够模拟湍流的瞬态流动.既弥补了 RANS 方法模拟分离流动计算精度的不足,又提高了 LES 方法模拟边界层的计算效率.相关细节参见文献^[11-13].

本文主要对偏角 $\beta = 0^\circ$ 和 8° 的偏转头弹箭在 $Ma_\infty = 3.0$ 、攻角 $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 和 8° 的条件下进行数值计算.为了有效地捕捉激波,本文采用对激波具有高效分辨率的 AUSM 格式来离散对流项.方程中的黏性项采取 2 阶中心差分格式,时间项采用 3 阶龙格-库塔 (R-K) 法进行离散.

1.2 计算模型

为了能模拟不同攻角条件下, $Ma_\infty = 3.0$ 时不同偏角的弹箭流场,本文采取贴体网格技术.图 1 为三维偏转头弹箭的几何结构及其在头部、中部与尾翼横截面的网格分布.本文所采用的偏转头弹箭的长径比 (x/D , 长度与直径的比值) 为 23.5 (图 1(c)). 计算区域选为底面直径为 0.4 m、高为 3.0 m 的圆柱体.对计算区域的离散采用外 O 拓扑网格,如图 1(d) 所示,在靠近弹箭壁面处,采用贴体网格,且近壁面网格较密,远离壁面依次渐稀,这在一定程度上可以提高边界层的计算精度.经过计算收敛性的检验,确定网格的数量为 300 万.弹头来流方向、弹尾的计算边界区域及上下边界的边界条件均取为压力远场.



(c) 偏转头弹箭长径比 x/D 结构图

(d) 弹体表面及其周围网格分布图

图1 偏转头弹箭结构及网格分布

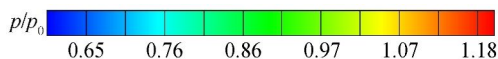
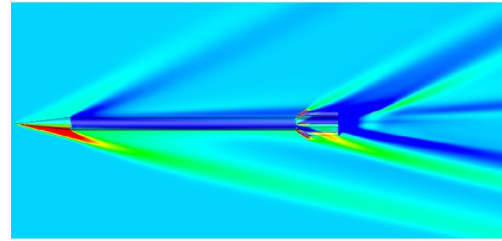
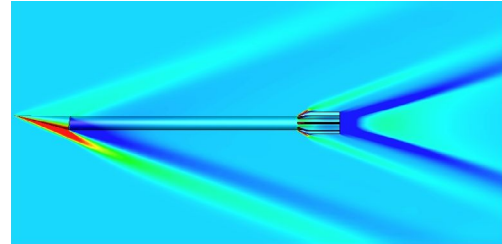
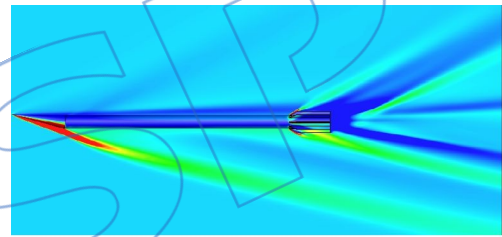
Fig. 1 Structure and distribution of meshes of deflectable nose projectile

2 结果与讨论

2.1 不同攻角与偏角时的弹箭流场结构

本文主要对来流马赫数 $Ma_\infty = 3.0$ 时, 偏转头弹箭的偏角 $\beta = 0^\circ$ 和 8° , 攻角 $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 和 8° 时的超声速流场进行数值模拟. 为了方便, 现取偏角与攻角分别为 0° 与 8° 时的流场进行讨论.

图2为攻角 α 以及偏角 β 分别为 $0^\circ, 8^\circ$ 时, 弹箭的压力场分布云图, 本文对求得的压力 p 进行了无量纲化处理, 用压力 p 与大气压力 p_0 的比值 p/p_0 作为标度. 由图2(a)可知, 零攻角与零偏角情况下, 偏转头弹箭结构与常规弹箭相同, 其头部产生的斜激波关于弹轴对称, 激波前后压力值发生突变, 波后压力明显增加. 在弹肩处, 气体出现一定程度的膨胀, 产生膨胀波, 导致压力减小. 而弹体中部位置没有激波或膨胀波产生, 压力基本不变. 但尾翼前缘处的气体受到强烈压缩, 形成激波, 压力为流场中最大值, 说明此处激波强度最大. 在尾翼后缘, 同时产生膨胀波, 弹箭尾翼形成一个低压区, 其压力为全流场中最小.

(a) $\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ$ (b) $\alpha = 8^\circ, \beta = 0^\circ$ (c) $\alpha = 0^\circ, \beta = 8^\circ$ (d) $\alpha = 8^\circ, \beta = 8^\circ$ 图2 $Ma_\infty = 3.0$ 时, $\alpha = 0^\circ, 8^\circ, \beta = 0^\circ, 8^\circ$ 偏转头弹箭的压力场Fig. 2 $Ma_\infty = 3.0, \alpha = 0^\circ, 8^\circ$, pressure field of deflectable nose projectiles of $\beta = 0^\circ, 8^\circ$

偏角为 8° 时(图2(c)), 头部压力场结构不再关于弹轴对称, 虽然弹头上下表面仍有激波产生, 但迎风面激波强度远远高于背风面的激波强度, 且弹肩的上表面膨胀波非常弱, 而下表面膨胀区域与强度明显增加. 这是由于弹头向上偏转, 流体经过弹头到达弹肩时, 在迎风面上沿弹头表面受到的压缩明显增强, 斜激波的波后压力为全流场最高, 在弹肩处发生的外折膨胀角度较零偏角时大, 因而气体膨胀较剧烈, 压力降低较多; 而在背风面上, 流体沿弹体表面的运动轨迹几乎没有偏转, 因而其偏转膨胀程度较小. 但弹箭的尾部流场与零偏角时相同, 且关于弹轴对称, 说明偏转头对弹箭的下游流场干扰较小.

当攻角为 8° 时, 弹箭的流场结构发生改变, 同样不再关于弹轴对称. 对于常规弹箭, 由图2(b)可以看到, 弹头迎风面的激波远强于背风面的激波, 与 $\alpha = 0^\circ, \beta = 8^\circ$ 的弹头结构相似. 可以认为, 在攻角 α 与偏角 β 之和相等的情况下, 弹头迎风面的流场

结构相同,因而可称 α 与 β 之和为有效入射角. 但此时对于有攻角的情况,如 $\alpha=8^\circ, \beta=0^\circ$ (图 2(b)), 弹肩背风面的膨胀流场明显增强,为 4 个算例中最强. 此时,由于弹体的上表面处在背风面,整个圆柱弹体上表面压力较低而下表面压力则较高. 另外,此时尾翼压力分布不再对称,其迎风面斜激波强度明显增强,而上表面(背风面)的膨胀波区域与强度得到提升. 而对于攻角 $\alpha=8^\circ$, 偏角 $\beta=8^\circ$ (图 2(d)) 的弹箭头部激波不对称性进一步加剧. 迎风面激波强度为所有算例中最高,而背风面压力场表现为较弱的膨胀区. 此时有效入射角为 16° , 来流在弹轴方向上的速度分量减小,产生的压缩膨胀波不明显. 此时,弹箭尾翼流场与相同攻角条件下的情形(图 2(b))相同.

图 3 和图 4 分别为 $Ma_\infty=3.0$ 、攻角 $\alpha=8^\circ$ 时,偏角 $\beta=0^\circ, 8^\circ$ 的弹箭在不同横截面上的压力场与马赫数分布.

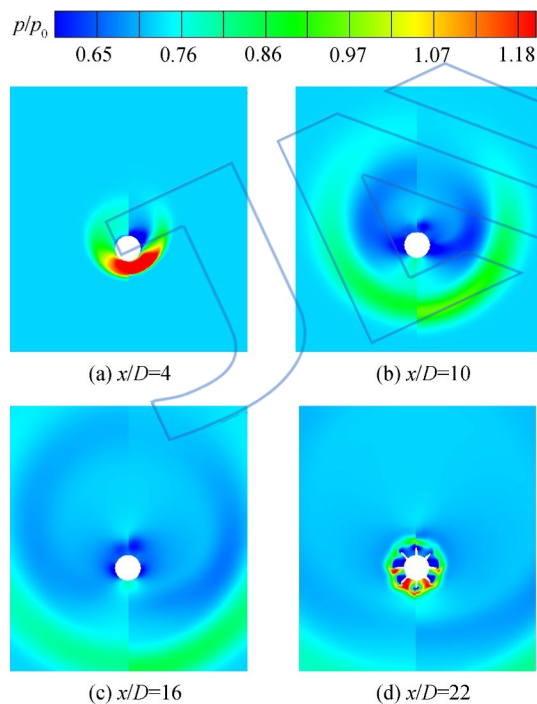


图 3 $\alpha=8^\circ$ 时,弹箭在不同横截面上的压力场
(各图中左半为 $\beta=0^\circ$, 右半为 $\beta=8^\circ$)

Fig. 3 $\alpha=8^\circ$, pressure field of projectiles on different cross sections ($\beta=0^\circ$ in left-hand side and $\beta=8^\circ$ in right-hand side of every pictures)

弹箭流场关于过弹轴的俯仰平面对称,因此对横截面上的流场可取左半边为 $\beta=0^\circ$ 的流场,右半边为 $\beta=8^\circ$ 的流场. 图 3(a) 中横截面位于弹肩处,可知两种弹箭迎风面的压力均大于背风面的压力,且对于偏转头弹箭($\beta=8^\circ$, 图 3(a) 右半),其

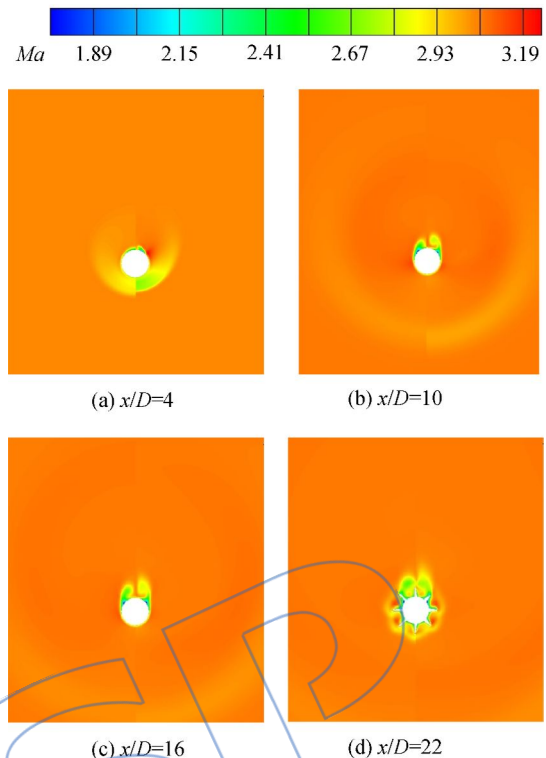


图 4 $\alpha=8^\circ$ 时,弹箭在不同横截面上的马赫数分布
(各图中左半为 $\beta=0^\circ$, 右半为 $\beta=8^\circ$)

Fig. 4 $\alpha=8^\circ$, distribution of Ma of projectiles on different cross sections ($\beta=0^\circ$ in left-hand side and $\beta=8^\circ$ in right-hand side of every pictures)

迎风面斜激波压缩明显增强,宽度增加,厚度减小. 而背风面的压力则更小,此现象导致偏转头弹箭头部升力较大;尾翼处 ($x/D=22$) 两种弹箭迎风面的压力均大于背风面的压力,因而产生升力,但单从图中很难判断哪种情况下尾翼的升力更大. 比较位于 $x/D=4, 10$ 和 16 处的压力场可知,随着 x/D 的增大,整个弹体上下表面的压力差逐渐减小,这说明超声速条件下具有一定攻角的弹箭升力的产生主要依靠头部和尾翼表面的压力差. 而在两种弹箭中部的压力场结构比较相似,上下表面压力差较小.

比较图 4(a) 所示马赫数分布可知,两种弹箭在背风面均出现了流体分离现象,但两种弹箭的分离涡尺寸均较小. 而当 $x/D=10$ 时,分离涡尺寸开始变大;离弹肩越远,分离涡的尺寸越大. 由于攻角的存在,流体在横截面上产生速度分量,出现了绕流现象,且沿其横截面产生了逆向压力梯度,因而在弹体背风面产生分离. 比较图 4 中不同位置处的马赫数分布可知,偏角 $\beta=8^\circ$ 的弹箭在背风面的分离回流区始终稍大于 $\beta=0^\circ$ 的常规弹箭,这说明偏转头的存在使流体分离点略有提前.

综合比较弹箭不同横截面上的压力场与马赫数分布可知,在攻角 $\alpha=8^\circ$ 时,常规弹箭与偏转头弹箭下游流场极其相似,但其中部绕流的流体分离回流区略有增加,说明即使在一定攻角情况下,偏转头弹箭对下游流场的干扰仍较小,可使弹头下游基本维持原有的气动特性。

2.2 气动力系数分析

图5为 $Ma_\infty=3.0$ 时,偏角 $\beta=0^\circ$ 和 8° 的弹箭在不同攻角时的气动力系数与实验结果^[2] 的对比。可知,除了在攻角 $\alpha=8^\circ$ 时偏角 $\beta=8^\circ$ 的弹箭的升力系数 C_l 误差相对较大,其他情况下的计算误差均小于 10%,完全符合数值计算的精度要求。

由图5(a)可知,两种弹箭($\beta=0^\circ, 8^\circ$)的升力系数均随着攻角的增大而增大。这是因为在俯仰平面内,攻角越大,弹体迎风面压力越高,它在垂直速度方向上的分量同样越大,导致升力系数增加,因此弹箭维持飞行高度所需的动力相应减少。在相同攻角情况下,偏转头弹箭($\beta=8^\circ$)的升力系数大于常规弹箭($\beta=0^\circ$),这说明偏角的存在使得偏转头弹箭的有效入射角大于常规弹箭的有效入射角,因此弹箭迎风面高压区较大,导致其升力系数亦较大。

由图5(b)同样可得到两种弹箭的阻力系数 C_d 随着攻角和偏角的增大均有所增加。但与图5(a)相比,阻力系数随攻角的变化梯度远小于升力系数随攻角的变化梯度。亦即,偏转头的存在虽使升力系数和阻力系数均增加,但升力系数的增量远大于阻力系数,因而使其升阻比大大提高。因此在保证弹箭稳定性的情况下,可通过适当增大攻角和弹箭头部偏角以提升偏转头弹箭的气动特性。

图5(c)为弹箭在俯仰平面内的俯仰力矩系数 C_m 随攻角的变化曲线。可知,在攻角 $\alpha=0^\circ\sim 8^\circ$ 的范围内,两种弹箭的俯仰力矩系数均可近似认为线性变化,且曲线的斜率均小于零。由弹箭纵向静稳定性条件可知,两种弹箭都具有纵向静稳定性^[14]。攻角大于 0° 时,常规弹箭所受气动力在弹体坐标系的 y 轴^[15] 上的分量为正,压力中心位于重心后方,弹箭所受俯仰力矩为负,导致其俯仰力矩系数小于零。偏角为 8° 时,即使在零攻角情况下,弹箭的俯仰力矩系数仍大于零,这说明此时偏转头弹箭受到正俯仰力矩作用,从而有使攻角增大的趋势,因而易导致弹箭失稳。但此时弹箭并没有失稳,仍具有纵向静稳定性,且可使用尾翼来进一步增加其纵向静稳定性。而随着攻角的增大,俯

仰力矩系数降低,表明弹体压心向后移,反而使弹体纵向静稳定性增加。因此,偏转头弹箭的攻角在一定范围内增加时,弹箭仍保持纵向静稳定性。

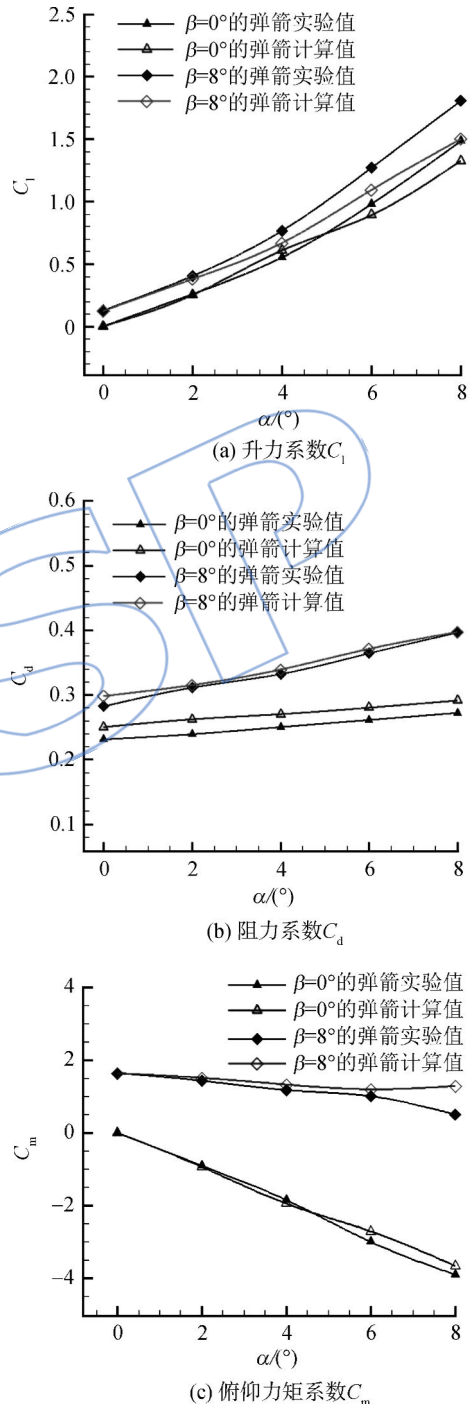


图5 $Ma_\infty=3.0$ 时, $\beta=0^\circ, 8^\circ$ 的弹箭在不同攻角时计算所得气动力系数与实验结果(参考文献^[2]) 的对比

Fig. 5 $Ma_\infty=3.0$, comparison of experimental results (Ref. [2]) with calculated results of aerodynamic coefficients of projectiles ($\beta=0^\circ, 8^\circ$) at different angles of attack

3 结 论

基于 DES 方法,在攻角 $\alpha=0^\circ\sim 8^\circ$ 、来流马赫数 $Ma_\infty=3.0$ 的条件下,本文对偏角分别为 $\beta=0^\circ$ 和 8° 的弹箭进行流场与气动力系数计算.结果表明:与零攻角的流场相比,攻角 $\alpha=8^\circ$ 时弹箭的流场结构发生了明显的变化,在有效入射角相等的情况下,不同偏角的弹箭头部流场结构相同;攻角大于 0° 时,流体在弹箭背面产生了分离现象,且 $\beta=8^\circ$ 的弹箭分离涡尺寸比 $\beta=0^\circ$ 的弹箭大;偏转头对 x/D 较大的区域几乎没有扰动,体现了偏转头控制方式比鸭舵式控制方式的优越性.由计算所得的气动力系数可知,在一定的攻角范围内,偏转头弹箭的升阻比大大提高,因而可增加其机动性.另外,偏转头弹箭同样具有纵向静稳定性,且适当增大有效入射角可提高其纵向静稳定性.因此,为了提高弹箭的气动特性与机动性能,减少驱动弹箭所需能量,可以适当增大头部偏角和攻角.

参考文献:

- [1] Thomson K D. The use of a deflectable nose on a missile as a control device[R]. Weapon Systems Research Laboratory, WSRL-0211-TR, 1981.
- [2] Landers M G, Hall L H, Auman L M, et al. Deflectable nose and canard controls for a fin-stabilized projectile at supersonic and hypersonic speeds[R]. Florida: 21st Applied Aerodynamics Conference, 2003.
- [3] Hathaway W, Winchenbach G, Krieger J. Free-flight tests of 10-degree cones with a one degree articulation angle [R]. AIAA 99-16324, 1999.
- [4] 朱锐,董二宝,张杰,等.头部可偏转飞行器气动仿真与外形优化[J].机械与电子,2008(8):6-8.
ZHU Rui, DONG Erbao, ZHANG Jie, et al. Simulation and optimization of aerodynamic characteristics of aircraft with a deflected angle of forehead[J]. Machinery and Electronics, 2008(8): 6-8. (in Chinese)
- [5] 孙晓峰,谷良贤.偏转弹头导弹动力学建模研究[J].西北工业大学学报,2011,29(5):766-771.
SUN Xiaofeng, GU Liangxian. Exploring establishment of dynamics modeling of deflectable nose missile[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(5): 766-771. (in Chinese)
- [6] 高原,谷良贤,龚春林,等.一种偏转弹头控制系统方案研究[J].弹箭与制导学报,2006,26(1):890-892.
GAO Yuan, GU Liangxian, GONG Chunlin, et al. Investigation in a deflectable nose control scheme[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(1): 890-892. (in Chinese)
- [7] 郭玉洁,陈志华,刘志明.偏转头弹箭流场特性研究[J].四川兵工学报,2013,34(4):29-32.
GUO Yujie, CHEN Zhihua, LIU Zhiming. Flow field characteristics of a supersonic projectile with deflectable nose[J]. Journal of Sichuan Ordnance, 2013, 34(4): 29-32. (in Chinese)
- [8] 顾峰峰,倪汉根,戚定满,等. AUSM 格式在二维浅水方程求解中的应用[J].水科学进展,2008,19(5):624-629.
GU Fengfeng, NI Hangen, QI Dingman, et al. AUSM scheme for 2D shallow-water equations[J]. Advances in Water Science, 2008, 19(5): 624-629. (in Chinese)
- [9] 陈述,孙明波,范晓楠,等.二维激波/湍流边界层干扰的混合 LES/RANS 模拟[J].国防科技大学学报,2010,32(4):1-6.
CHEN Ti, SUN Mingbo, FAN Xiaoqiang, et al. Hybrid LES/RANS simulation of 2D shock/turbulent boundary-layer interactions[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2010, 32(4): 1-6. (in Chinese)
- [10] 陈靓,阎超.新型上风格式的性能分析及其应用[J].计算物理,1998,15(5):547-552.
CHEN Liang, YAN Chao. Investigations and applications of advanced upwind scheme[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 1998, 15(5): 547-552. (in Chinese)
- [11] 梁俊宇,康顺.基于 DES 的叶片前缘气膜冷却的数值模拟[J].中国科学:技术科学,2012,42(9):1061-1068.
LIANG Junyu, KANG Shun. Investigation of film cooling on the leading edge of turbine blade based on detached eddy simulation [J]. Science China: Technology Science, 2012, 42(9): 1061-1068. (in Chinese)
- [12] 苗秀娟,高广军.基于 DES 的车辆横风气动性能模拟[J].中南大学学报:自然科学版,2012,43(7):2855-2860.
MIAO Xiujuan, GAO Guangjun. Aerodynamic performance of train under cross-wind based on DES[J]. Journal of Central South University: Science and Technology, 2012, 43(7): 2855-2860. (in Chinese)
- [13] 于向阳,刘巨斌,肖昌润.采用 DES 模型对 6:1 椭球体进行水动力数值计算[J].海军工程大学学报,2011,23(1):100-103.
YU Xiangyang, LIU Jubin, XIAO Changrun. Numerical computation of flow and hydrodynamic force of ellipsoid based on DES hybrid methods[J]. Journal of Naval University of Engineering, 2011, 23(1): 100-103. (in Chinese)
- [14] 李新国,方群.有翼导弹飞行动力学[M].西安:西北工业大学出版社,2005.
- [15] 徐敏,安效民.飞行器空气动力特性分析与计算方法[M].西安:西北工业大学出版社,2012.