

超音速鸭式布局导弹舵面偏转气动特性研究

王铎晨, 王学德

(南京理工大学能源与动力工程学院, 南京 210094)

摘要:运用 CFD 计算方法进行数值模拟,采用三维非定常 N-S 方程并结合重叠网格技术,计算导弹在不同马赫数,攻角和舵偏速度下的各项力和力矩的气动系数。研究发现:鸭舵偏转产生漩涡对尾翼进行干扰,这种干扰随舵偏角的增大而增大;小攻角下弹体和尾翼对导弹轴向力系数的影响很小;马赫数的增大会使鸭舵偏转对导弹法向力系数和俯仰力矩系数的影响减弱;鸭舵动态偏转计算气动力和力矩和稳态情况下计算的结果不一样,且鸭舵偏转速度越快,差异越明显。

关键词:鸭式布局;舵面偏转;重叠网格;数值模拟;气动特性

本文引用格式: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(09):99-104.

Citation format:WANG Xinchun, WANG Xuede. Aerodynamic Analysis of a Missile with Dithering Canards in Supersonic [J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2020, 41(09): 99-104.

中图分类号:TJ011. +2

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2020)09-0099-06

Aerodynamic Analysis of a Missile with Dithering Canards in Supersonic

WANG Xinchun, WANG Xuede

(College of Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to study the aerodynamic of a missile with dithering canards in the supersonic, the flow field of the missile was numerically simulated by CFD calculation method. The method used the three-dimensional unsteady N-S equation combined with the overlapping grid technique to calculate the aerodynamic coefficients of the forces and moments of the missile under different mach numbers, different angles of attack and different canard deflection speeds. The study found that the canards deflection will produce vortexes to interfere the tails and the interference will increase with the increase of the canards deflection angle. Under the small angle of attack, the impact of the projectile and the tails on the axial force coefficient of the missile is small. With the increase of Mach number, the effect of canards deflection on the normal force coefficient and pitching moment coefficient will be weakened. The results of the aerodynamic calculated by the canards deflection and the steady state have a certain difference, and the faster the canards deflected, the more obvious the difference will be.

Key words: canard configuration; canard deflection; overlapping mesh; numerical simulation; aerodynamic characteristic

收稿日期:2020-01-10;修回日期:2020-02-26

作者简介:王铎晨(1994—),男,硕士研究生,主要从事计算流体力学研究,E-mail:1285017483@qq.com。

通讯作者:王学德(1977—),男,工学博士,副教授,主要从事计算流体力学研究,E-mail:wangxuede2000@njust.edu.cn。

海湾战争以来的局部战争表明,精确打击弹药在作战使用中占有的比例越来越高^[1]。远程火箭弹具有射程远、威力大的优点,是我陆军装备的主要弹药之一。如何使其具有持续的弹道修正能力,从而实现精确打击是远程火箭弹的主要研究方向。其中主要的措施就是在弹体前部加装鸭舵,利用鸭舵偏转产生的控制力实现弹道修正^[2-3]。鸭式布局导弹具备众多的优点:机动性能好、操纵效率高、导弹总体布局简单等。其弊端也很明显:鸭舵洗流的存在会对尾翼造成副翼反效作用^[4-5],从而使得鸭舵很难实现滚转控制。实际上,鸭舵洗流的存在不但会对导弹的滚转特性造成影响,而且会导致舵后包括弹身和尾翼在内部件气动特性的非线性变化,表现为导弹在鸭舵动态偏转过程中的气动特性和固定鸭舵相对应处的气动特性会有明显的不同。而使用鸭舵偏转对导弹进行控制是一个动态的过程,因而对鸭式布局导弹舵面偏转过程的流场进行数值模拟并研究其气动特性的变化,具有重要的意义。

通常采用风洞试验作为鸭式布局制导火箭弹气动特性分析的主要手段^[6],但由于风洞试验成本高、实施难度大,故对所设计的每一种结构方案都进行风洞测试是不现实的。此外,随着计算流体力学(CFD)近几年的迅猛发展,已被广泛的用于计算各种制导弹药的气动特性^[7]。然而,此前的有关鸭式布局导弹的研究主要是针对于固定鸭舵,而很少有研究舵面偏转过程中导弹的流场及气动特性。

本文采用重叠网格的方法,对鸭式布局导弹舵面偏转的流场进行模拟,对鸭舵偏转产生的涡流对尾翼的干扰特性进行了分析,对在不同马赫数,攻角及舵面偏转速度下的导弹的各项力和力矩的气动系数的变化规律进行了研究,为鸭式布局导弹在飞行过程中的实时操纵提供了一定的参考依据。

1 数值模拟方法

20世纪80年代初,Steger等^[8]提出了结构重叠网格方法,它依据计算外形特点,将计算区域划分为若干个子区域,然后分别在这些子区域上独立的生成块结构网格,各区域网格可以相互重叠或覆盖,最后采用网格挖洞的方法使网格间的插值关系建立。滑移网格和动网格都有着各自的缺点:滑移网格仅能够在往复运动或者旋转运动的情况下适用;动网格仅能够用于非结构网格。重叠网格综合了上述两者的长处,它可以使部件在运动过程中网格质量都比较好的情况下很好的表述部件运动。

如图1所示,本文所采用的网格由一套背景网格(Background)和3个部件网格(Component grid)组成,它们之间的边界称为嵌套边界(Overset Boundary Condition)。重叠后的网格如图2所示。建立了一个大的圆柱体的远场作为背景网格,在远场中建立了一个小的圆柱体作为部件网格1,即是弹体的贴体网格。在两个鸭舵处分别建立了一个矩形贴体网格,即是部件网格2和3。

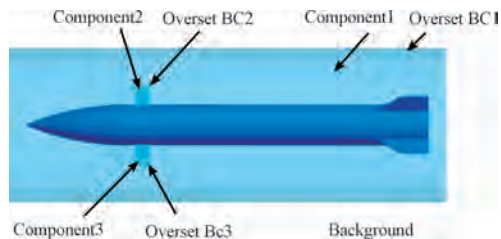


图1 网格示意图

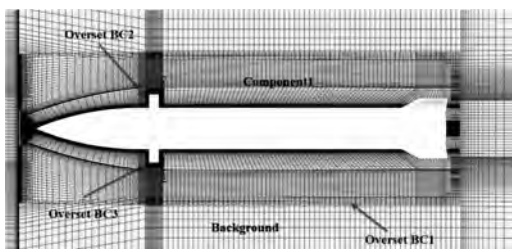


图2 重叠后的网格示意图

使用三维积分守恒型非定常N-S方程组,由质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程组成^[9]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho dV + \iint_S \rho(U - v_m) \cdot n dS = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho U + \iint_S (\rho U(U - v_m) + P I - \tau) \cdot n dS = 0$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho e + \iint_S (\rho e(U - v_m) + P U - \tau \cdot U) \cdot n dS = \iint_S q \cdot n dS$$

其中: ρ 、 U 、 e 分别代表气流的密度、速度和单位体积的能量; v_m 为鸭舵的运动速度; P 为静压力; I 为单位张量; τ 为粘性张量; q 为热通量; V 和 S 分别代表控制体的体积分和面积分的积分区域; n 为的 S 外法向单位向量。

离散方法使用有限体积法,雷诺时均方程的对流扩散项使用基于FDS形式的AUSM格式,粘性项使用显式中心差分格式^[10]。湍流模型采用SST $k-\omega$ 模型。

对非定常运动的研究,时间步长采用双时间步长技术。在进行计算时,取大约一步鸭舵偏转 0.15° 这样既可以使流场空间数据保持连续性,又可以使鸭舵有足够的偏转角度,从而在保证计算准确的情况下,能够减小计算量。

2 算法有效性验证

选取AFF标模来进行数值算法的有效性验证,AFF模型作为标准模型多年,在已发表的文献中有充足的风洞实验和飞行试验验证数据进行对比。表1给出计算参数,其与风洞实验条件相同^[11]。

本文生成的网格数共500多万,其中背景网格200万,弹体网格300万。

图3给出了本文计算得到的AFF标模的轴向力系数、滚转力矩系数、法向力系数、侧向力系数随攻角的变化规律。从图3可以看出,本文计算得到的气动力及力矩系数数值与

文献值在攻角较小 ($< 20^\circ$) 时吻合得很好,最大误差仅为 5%。在攻角较大时,误差达到 15%,这是由于当攻角过大

时,旋转弹体附近流场变得更为复杂。在小攻角范围内,本文采用的数值计算方法具有较高的可信度。

表 1 AFF 标模计算参数

Ma	$Re(10^5)$	P_0/Pa	T_0/K	Ω	$P/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$\Delta\tau(10^{-4})$	i
2.49	2.57	61 363	311.1	0.030	771.6	1	20

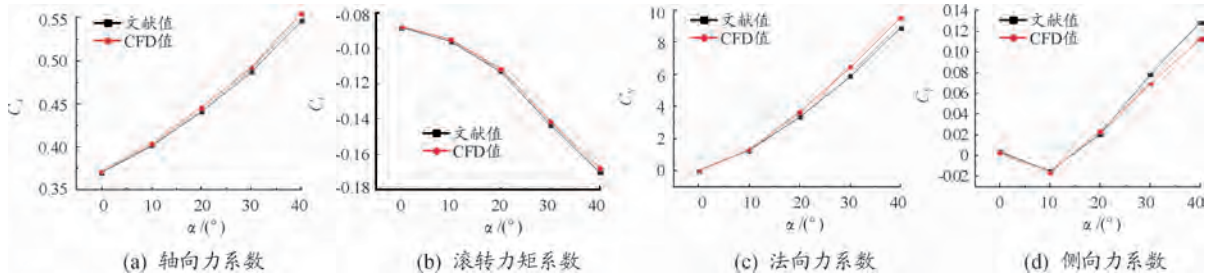


图 3 验证曲线

3 数值模拟及结果分析

3.1 计算模型及计算状态

计算模型仍采用 AFF 模型,给它加上一对矩形鸭舵。选取的计算状态为:来流马赫数 $Ma = 1.6, 2.0, 2.4$;来流温度 $T_0 = 273.15 \text{ K}$;压强 $P_0 = 101\ 325 \text{ Pa}$;来流攻角 $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ$;鸭舵偏转速度分别取 $1/2\omega_0, \omega_0, 2\omega_0, 4\omega_0$ ($\omega_0 = 26.167 \text{ rad/s}$)。

鸭舵偏转规律如图 4 所示,一个计算周期采用 600 个物理时间步长,具体的时间步长由鸭舵偏转速度决定,以保证每一步鸭舵偏转 0.15° 。使用弹体质心位置作为气动力和力矩计算的参考点,参考面积采用弹体的最大横截面积,参考长度采用弹体直径。

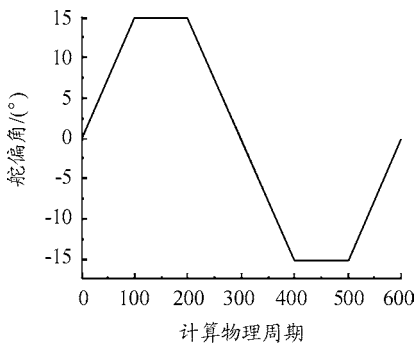


图 4 鸭舵偏转规律曲线

3.2 网格收敛性验证

为了研究网格的收敛性,对来流条件为 $Ma = 2.0, \alpha = 0^\circ$,舵偏角为 0° ,分别以网格数 $N = 200 \text{ 万}, 400 \text{ 万}, 600 \text{ 万}, 800 \text{ 万}$,共 4 种不同网格数对该导弹流场进行数值模拟。计算结果如表 2 所示,表中 N 为网格数量, C_A 为导弹的轴向力系数,将 200 万、400 万、600 万网格数量的计算结果,分别与

800 万网格数量的计算结果相比,从表中可以看出,当网格数量达到 600 万时,最大差值仅为 0.25%,故本文采用 600 万网格。

表 2 网格收敛性验证计算结果

N	C_A
2×10^6	0.482 73
4×10^6	0.466 01
6×10^6	0.458 73
8×10^6	0.457 62

3.3 流场分析

图 5 展示了鸭舵偏转 $+15^\circ$ 时导弹的压力云图。鸭式布局导弹的超音速流动的特点是导弹前方尖形激波,以及由鸭舵、弹体及尾翼形成的膨胀波,这些冲击与弹体边界层相互作用,最主要的就是由鸭舵引起的漩涡。从图中可以很明显的捕捉到这些特征。



图 5 导弹压力云图

鸭式布局导弹的一个主要流动特征就是鸭舵引起的涡流,每个鸭舵引起两个反向旋转的漩涡,一个位于鸭舵尖端

的涡涡,称为舵梢涡,另一个位于鸭舵根部,称为舵根涡。舵根涡靠近导弹体,其像下游的发展和流对导弹的空气动力学性能有重要影响。

图6展示了导弹的涡旋结构。从图中可以看出,随着涡旋向下游发展,涡旋的强度逐渐减弱,到达尾翼时强度已经很小了,但是仍然存在,所以还是会对尾翼产生一些干扰,从而影响导弹的气动特性。对比导弹舵偏角在 -15° 、 -7.5° 、 0° 、 7.5° 、 15° 时的涡量图,可以看出最弱的涡旋发生在 0° 舵偏角处,随着舵偏角的增大,涡旋也越来越强。

3.3 气动特性分析

3.3.1 攻角的影响

为了研究攻角对导弹气动特性的影响,取马赫数为2.0,鸭舵偏转速度为 ω_0 ,攻角分别取 0° 、 2° 、 4° 。计算结果如图7所示。

从图7可以看出在超音速下,导弹的轴向力系数随着攻

角的增大而增大。随着导弹鸭舵的舵偏角的增大,导弹的轴向力系数呈非线性增大。分析导弹的弹体,鸭舵和尾翼提供的轴向力,可以发现同一攻角下导弹的轴向力的改变主要是由于鸭舵提供的轴向力的改变,弹体及尾翼对其的影响很小。不同攻角下导弹的轴向力的变化也主要是由于鸭舵提供的轴向力的变化,弹体和尾翼的影响相对很小。

导弹的法向力系数随着攻角的增大而增大。随着导弹鸭舵的舵偏角的增大,导弹的法向力呈近似线性增大。分析导弹的弹体,鸭舵和尾翼提供的法向力,可以发现同一攻角下导弹的法向力的改变主要是由于鸭舵提供的法向力的改变,弹体及尾翼对其的影响也很明显。不同攻角下导弹的法向力的变化是由导弹的弹体,鸭舵和尾翼相互作用产生的结果,随着攻角的增大,导弹的弹体,鸭舵和尾翼产生的法向力都会增加,从而整体的法向力也会增加。

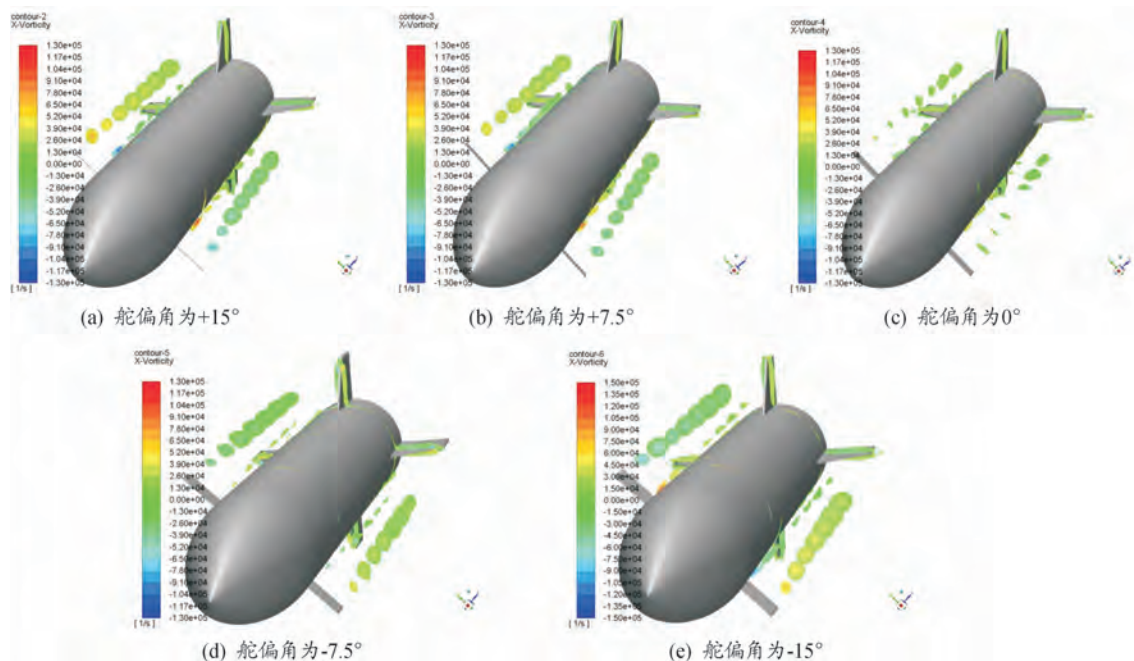


图6 导弹的涡旋结构示意图

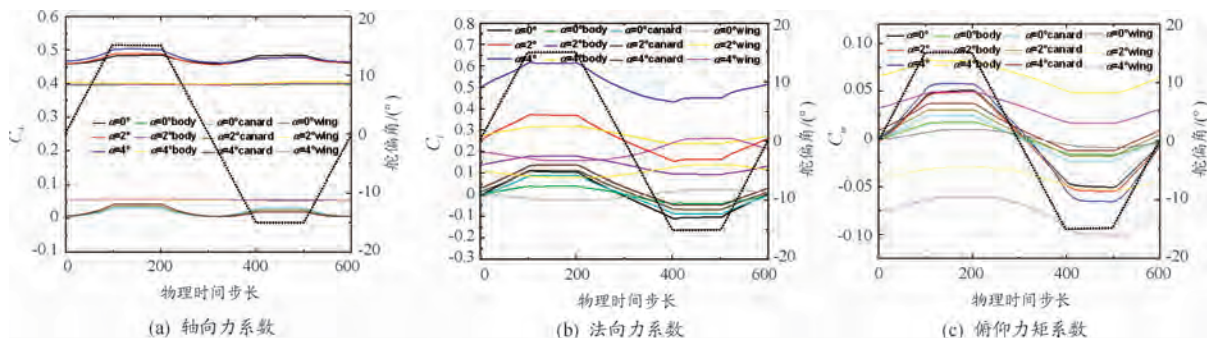


图7 不同攻角下的计算曲线

分析俯仰力矩系数图可以发现俯仰力矩系数的变化在舵面刚往正向偏转时呈现出了不规律性:2°攻角时的俯仰力矩系数要小于0°攻角。分析图中导弹弹体,鸭舵和尾翼提供的分量,导弹的弹体和鸭舵提供正向的俯仰力矩系数,且攻角越大,俯仰力矩系数越大,而导弹的尾翼提供负向的俯仰力矩系数,且攻角越大,俯仰力矩系数越大。而导弹的总体的俯仰力矩系数却不是攻角越大,俯仰力矩系数越大。为了分析产生这种变化的原因,对弹体,鸭舵,尾翼提供的俯仰力矩系数分量在0°,2°和4°攻角的差值进行了比较。如图8所示,弹体和鸭舵提供的俯仰力矩系数在0°和2°攻角的差值和弹体在2°和4°攻角的差值大小基本是一样的。而尾翼提供的俯仰力矩系数的差值却有明显的差别,2°和0°攻角处尾翼产生的差值相对4°和2°攻角处产生的差值要小,即2°攻角处尾翼产生相对较大的负的俯仰力矩系数,所以总的俯仰力矩系数就会变小,从而导致了2°攻角时的俯仰力矩系数要小于0°攻角。

3.3.2 来流马赫数的影响

为了研究来流马赫数对导弹气动特性的影响,取攻角为

0°,鸭舵偏转速度为 ω_0 ,来流马赫数分别取1.6、2.0、2.4。计算结果如图9所示。

从图9可以看出,随着鸭舵的偏转,导弹的轴向力系数基本平行。这说明在超音速下,马赫数大小的改变并不会影响导弹的轴向力系数随鸭舵偏转的变化规律。随着导弹鸭舵的舵偏角的增大,导弹的轴向力系数呈近似抛物线型增大。

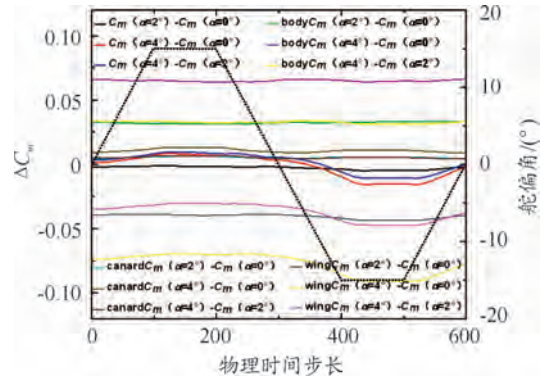


图8 俯仰力矩系数差值曲线

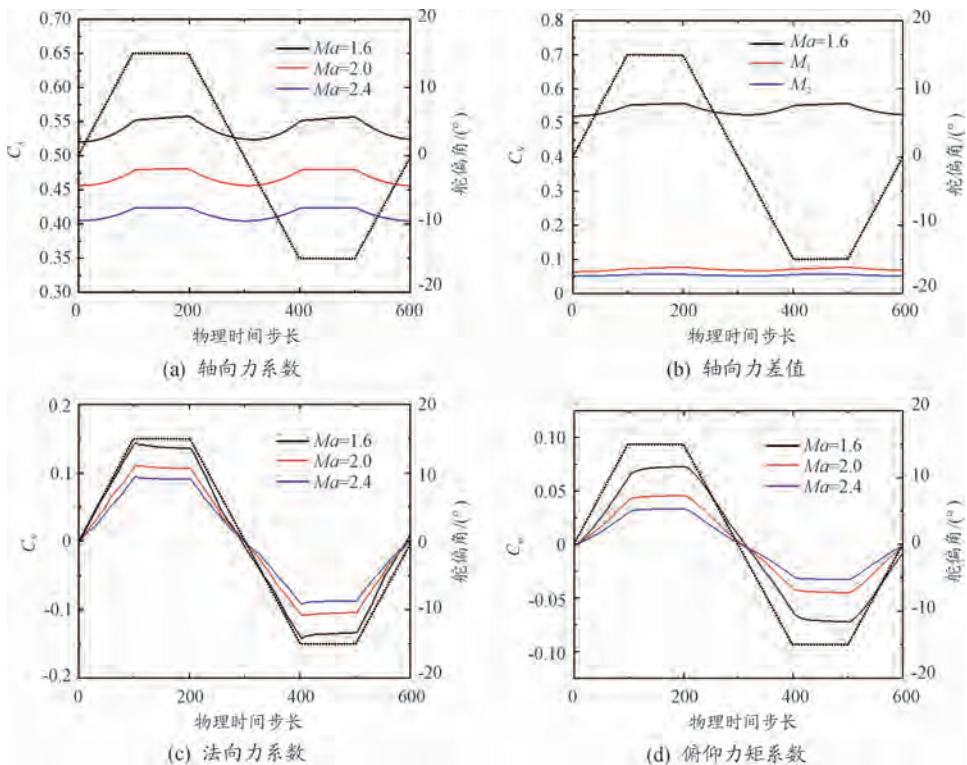


图9 不同马赫数下的计算结果曲线

对比不同马赫数下的轴向力系数,可以看出在超音速下,随着马赫数的增加,导弹的轴向力系数反而是减小的。图9(b)中 M_1 表示 Ma 从1.6增加到2.0轴向力系数减小值, M_2 表示 Ma 从2.0增加到2.4轴向力系数减小值。从图中可以看出,随着马赫数的增加,轴向力系数减小的幅度是逐渐变小的。

随着导弹舵偏角的增大,导弹的法向力系数和俯仰力矩系数都是增大的。并且马赫数越大,导弹的法向力系数和俯仰力矩系数增大的幅度越小,即马赫数的增大会使鸭舵偏转对导弹法向力系数和俯仰力矩系数的变化影响减弱。

3.3.3 鸭舵偏转速度的影响

注意到前面所计算得到的结果,导弹在鸭舵位于在

+15°和-15°方向,鸭舵停止时,导弹的力和力矩系数仍在变化,且法向力系数是增大的,而俯仰力矩系数是减小的。为了研究这种差异,对不同鸭舵偏转速度的情况进行了研究。计算了鸭舵的偏转速度分别为 $1/2\omega_0$ 、 ω_0 、 $2\omega_0$ 、 $4\omega_0$ ($\omega_0 = 26.167 \text{ rad/s}$)时导弹在时间物理步长300~400(即舵偏角0°转到-15°)这一段的气动力和力矩,并对它们进行了比较和分析。

由图10可知,在超音速下,鸭舵向下打舵时,舵偏速度越大,导弹的法向力系数越小。鸭舵静止时可以认为是速度无限小,根据上述规律,可以得到法向力会变大,这和上面鸭舵在-15°处静止所得的结果是一致的。在超音速下,鸭舵向下打舵时,舵偏速度越大,导弹的俯仰力矩系数越大。鸭舵静止时可以认为是速度无限小,根据上述规律,可以得到俯仰力矩会变大,这和上面鸭舵在-15°处静止时所得的结果也是一致的。

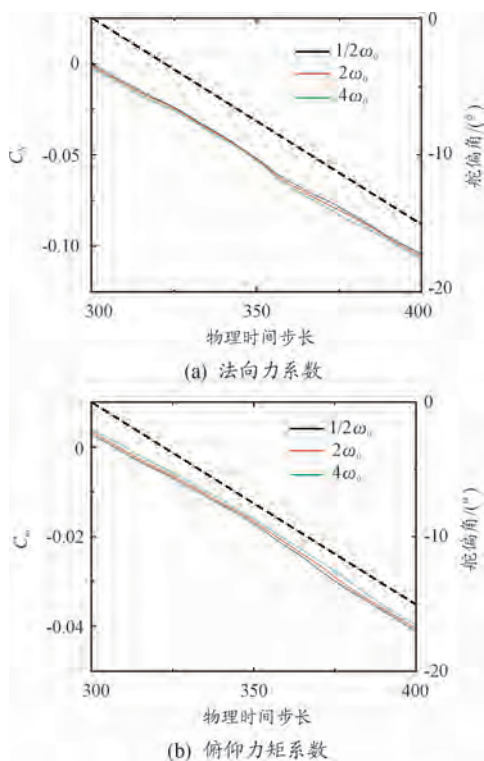


图10 不同舵偏下导弹的气动力和力矩曲线

这说明鸭舵动态偏转计算得到的气动力和力矩和稳态情况下计算得到的结果是有一定的差距的,且鸭舵偏转速度越快,这种差异会越来越明显。

4 结论

1) 鸭式布局导弹的一个主要流动特征是鸭舵引起的涡流,每个鸭舵引起两个反向旋转的漩涡。随着涡流向下游发

展,涡旋的强度会逐渐减弱,但仍会干扰尾翼,这种影响随舵偏角的增大而增大。

2) 不同攻角下导弹的轴向力系数的变化受弹体和尾翼的影响很小;而法向力系数和俯仰力矩系数的改变是由鸭舵,弹体和尾翼相互作用的结果,尤其是俯仰力矩系数,由于尾翼的影响,有时会产生相反的变化。

3) 超音速下,随着马赫数的增大,导弹的轴向力系数反而减小,且随着马赫数的增大,减小的幅度变小,法向力系数和俯仰力矩系数变大,且马赫数的增大使鸭舵偏转对导弹法向力系数和俯仰力矩系数的变化影响减弱;

4) 鸭舵动态偏转计算得到的气动力和力矩和稳态情况下计算得到的结果有差距,鸭舵偏转速度越快,差异越明显。

参考文献:

- [1] 任武能,史淑娟,余达太.从历次局部战争看美军精确制导弹药的发展[J].导弹与航天运载技术,2006(05):61-64.
- [2] 臧晓京,朱爱平.国外制导火箭弹发展概况[J].飞航导弹,2011(01):13-17.
- [3] 张民权,刘东方,王冬梅,等.弹道修正弹发展综述[J].兵工学报,2010(S2):127-130.
- [4] 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(06):15-17.
- [5] 陈霞.鸭式布局火箭滚转气动特性的研究[D].南京:南京理工大学,2007.
- [6] 伍彬,王波兰,李小林,等.旋转导弹振荡鸭舵与尾翼远距耦合旋涡干扰实验研究[J].上海航天,2017(S1):36-43.
- [7] 郭庆阳,姜毅,郭利强,等.炮射导弹气动特性数值计算[J].北京理工大学学报,2011(07):772-775.
- [8] 江海南.结构重叠网格方法及其应用研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
- [9] 雷娟棉,李田田,黄灿.高速旋转弹丸马格努斯效应数值研究[J].兵工学报,2013,34(6):718-725.
- [10] 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(4):465-471.
- [11] BHAGWANDIN V. Numerical Prediction of Roll Damping and Magnus Dynamic Derivatives for Finned Projectiles at Angle of Attack [C]//30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2012.

科学编辑 轩海彬 博士(北京理工大学)

责任编辑 周江川