

掠飞末敏弹耦合运动动导数计算*

陈亮, 刘荣忠, 郭锐, 杨永亮, 邢柏阳, 高科, 赵博博
(南京理工大学机械工程学院, 江苏南京 210094)

摘要:以新型掠飞末敏弹为研究对象,提出了基于欧拉转动定理和滑移网格技术的复杂角运动模拟方法,利用著名的罗德里格斯转换矩阵插值求得弹箭在每个时间步的角速度修正值,并指定给球形滑移网格区。通过对非定常气动参数进行求解辨识,分析了不同马赫数下掠飞末敏弹滚转运动对其俯仰组合动导数和升力系数动导数的影响规律。结果表明:所提角运动模拟方法可有效消除姿态角计算的累积误差,实现对弹箭任意给定角运动的准确模拟;弹箭滚转运动对俯仰组合导数和升力系数动导数的辨识结果均存在显著影响,在进行弹箭动导数计算和稳定性分析时需充分考虑俯仰耦合效应的影响。

关键词:耦合运动;数值模拟;动导数;掠飞末敏弹;滑移网格

中图分类号: TJ414.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2018)03-022-08

Calculation of coupled motion dynamic derivatives of swept flight terminal sensitive projectile

CHEN Liang, LIU Rongzhong, GUO Rui, YANG Yongliang, XING Boyang, GAO Ke, ZHAO Bobo
(School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: A novel swept flight terminal sensitive projectile was taken as a computation object, and the method to deal with simulation of the complex angular motion based on the Euler rotation theorem and a spherical sliding meshing technique was proposed. The modification value of the projectile's angular velocity at each time step was interpolated out through applying the Rodriguez transformation matrix, and it was further allocated to the sliding meshing zone. Based on the method, the influences on pitching combination dynamic derivatives and lift coefficients under various Mach numbers made by the projectile's rolling motion were analyzed after solving and identifying the unsteady aerodynamic parameters. Results indicate that: the proposed method can eliminate the accumulative errors in the calculation of attitude angles effectively and can realize the accurate simulation under arbitrary given angular motion; the projectile's rolling motion generate significant influences on the identification results of pitching combination dynamic derivatives and lift coefficients, and the influence of the pitching coupled effect should be taken into account in the process of calculating the projectile's pitching motion and stability analysis.

Key words: coupled motion; numerical simulation; dynamic derivatives; swept flight terminal sensitive projectile; sliding mesh

掠飞末敏弹以母弹弹体作为稳态扫描平台,利用自身旋转,实现对地面及空中目标的探测识别,具有灵活性强、不易被反制等优势,已逐渐成为末敏弹技术研究的新方向。动导数是分析弹箭飞行稳定性的重要气动参数。采用数值仿真方法对其动稳定性导数(简称动导数)进行求解分析,可为该类弹箭的动态气动特性研究以及非线性运动稳定性研究提供参考。

目前对掠飞末敏弹气动特性的研究还相对较少。文献[1-2]采用数值方法和理论计算研究了尾翼结构对该类弹箭的静态气动特性影响规

律,并在气动特性研究基础上,对其扫描捕获概率进行了分析;文献[3]结合风洞实验和数值仿真结果,采用多目标遗传算法对其尾翼结构进行了气动优化设计,但尚未对该类弹箭的动导数变化规律开展研究。飞行器动稳定性导数的计算方法,一直是国内外研究的热点。文献[4]基于网格速度法的思想,发展了一套在固定网格上模拟飞行器俯仰振荡非定常流场的方法;文献[5]采用定常方法求解了栅格翼翼身组合体的滚转阻尼导数;文献[6]采用准定常方法,研究了多片翼反坦克导弹的动态气动特性。以上研究对掠飞末敏

* 收稿日期:2017-04-12

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11372136);江苏省普通高校研究生科研创新计划资助项目(KYLX160483);中央高校基本科研业务费专项基金资助项目(30916011306)

作者简介:陈亮(1990—),男,四川泸州人,博士研究生,E-mail: studentcl@163.com;

刘荣忠(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:liurongz116@116.njust.edu.cn

弹动导数求解具有一定借鉴价值,但均未考虑俯仰滚转耦合效应的影响。文献[7-8]的研究结果表明,飞行器耦合运动产生的非定常迟滞特性与单自由度运动产生的迟滞特性不一致,大转速将显著增大横向组合动导数的非线性。综上所述,现有的弹箭动导数研究中大多忽略了弹箭俯仰滚转耦合效应的影响,而掠飞末敏弹在实际飞行过程中,由于自身作为稳态扫描平台,在弹轴发生章动和进动运动的同时,还伴随着较高转速的滚转角运动,因此研究其在俯仰滚转耦合角运动状态下的动导数变化规律,对研究弹箭的飞行稳定性更具有实用价值。

1 计算方法

小幅强迫振动法是研究弹箭动导数的有效方法。该方法主要包括两个步骤:一是利用仿真或实验手段使弹箭在流场中做单自由度的小幅强迫振荡,并获得弹箭气动系数的稳定周期结果,即气动系数迟滞环;二是对所得气动系数迟滞环进行辨识得到相应的动稳定性导数。本文基于小幅强迫振动法,对弹箭在做小幅滚转运动时同时绕弹轴滚转的耦合运动状态进行模拟,并采用积分法对弹箭在耦合运动状态下的气动系数迟滞环进行辨识,得到相应的弹箭动稳定性导数,以分析耦合运动对其动导数的影响规律。

1.1 几何模型

掠飞末敏弹多采用十字形尾翼布局,几何结构如图1所示,利用差动尾翼提供的导旋力矩,获得较高的转速。其最大结构特点在于,为获得足够大的稳定力矩,在尾翼和弹身之间通常采用长尾杆结构进行连接,从而使压心后移,提高稳定储备量,与此同时也增加了弹身与尾翼间的流场干扰,使其气动特性更为复杂。本文计算所选取的掠飞攻顶几何模型如图1所示,弹箭基本几何参数如下:直径 D 为125 mm,尾杆直径为 $0.48D$,翼展为 $2.8D$,翼片厚度为 $0.024D$ 。

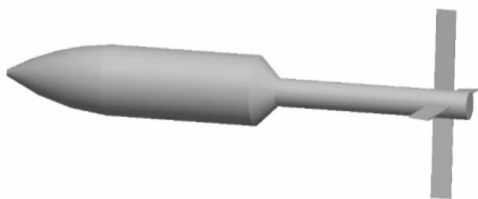


图1 掠飞末敏弹几何模型

Fig.1 Geometric model of hedgehopping overhead attack projectile

1.2 计算流体力学仿真方法

1.2.1 控制方程

流场求解采用三维非定常雷诺平均 N-S 方程,其积分形式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V W dV + \iint_{\partial V} F \cdot n ds = \frac{1}{Re} \iint_{\partial V} F_v \cdot n ds$$

式中: V 为任意控制体; W 是守恒变量; F 为无黏通量; F_v 为黏性通量; ∂V 为控制体的边界; n 为控制体边界单位外法向矢量; Re 为雷诺数。

采用有限体积法对方程进行空间离散,其中无黏通量采用 Roe 进行计算,界面变量采用二阶重构计算;黏性通量采用二阶中心差分进行计算。求解迭代采用双时间步推进,湍流模型采用标准 $k-\varepsilon$ 两方程模型。远场来流采用压力远场条件,壁面采用无滑移边界条件,并取弹箭横截面积为参考面积。

1.2.2 角运动模拟方法

采用数值方法求解弹箭动稳定性导数,需要对其不同类型的角运动过程进行精确模拟。图2为弹箭俯仰滚转耦合角运动过程示意图,在图2所示坐标系下,弹箭一边绕赤道轴 OZ_B 做强迫俯仰振动,一边绕弹轴 OX_B 做匀速滚转运动,该角运动可描述为:

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2\pi f_1 t) \\ \gamma = 2\pi f_2 t \end{cases} \quad (1)$$

式中, f_1 为弹箭绕 OZ_B 轴的俯仰频率, f_2 为弹箭滚转频率, α 为弹箭瞬时攻角, α_0 为初始攻角, α_m 为攻角振动幅值, γ 为滚转角。当 $f_1 \neq 0, f_2 = 0$ 时弹箭做单纯的强迫俯仰振动;当 f_1, f_2 均不为0时,弹箭即在强迫俯仰振动的同时绕弹轴做匀速滚转运动。

目前模拟飞行器非定常运动过程的常用方法有网格重构、任意拉格朗日欧拉(Arbitrary Lagrange-Euler, ALE)变形网格方法^[9]、滑移网格方法等。其中传统的网格重构方法在流场边界运动幅度较大时,易引起网格畸变,ALE变形网格方法可有效改善边界存在大位移时的网格畸变问题,且相对于滑移网格具有更小的插值误差,但两者均存在网格重整过程,计算量较大。滑移网格方法通过构建合理的滑移面,使弹体绕流区网格整体做刚性运动,网格无须重构,因此具有较高精度,且计算量较小。针对弹箭俯仰滚转耦合角运动的复杂性,本文提出了基于球形滑移网格划分和欧拉转动定理的任意角运动实现方法。

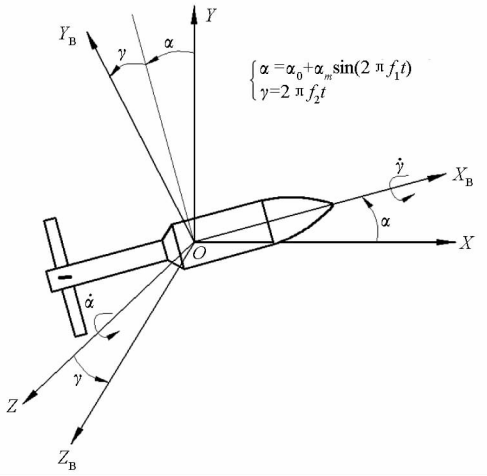


图 2 俯仰滚转耦合角运动示意图

Fig. 2 Angle motion of coupled pitching and rolling

1) 球形滑移网格

构建合理的网格滑移面是滑移网格技术使用的关键。为满足模拟弹箭复杂角运动的需要,本文提出了适用于弹箭做任意角运动的球形滑移网格方法,即在数值离散时,将流场区域划分为内部绕流区和远场静止区,两区域在交界面利用插值方法传递数据。其中内部绕流区采用了球形的网格划分方案,并将弹箭质心置于球心处。在求解过程中通过指定内部扰流区的角运动规律,即可模拟弹箭任意的绕心运动。采用六面体结构网格划分流场,并采用 O 型网格对附面层进行加密,流场网格如图 3 所示。

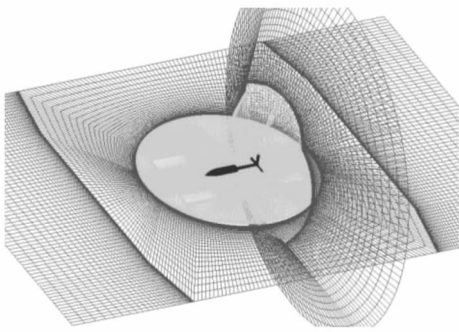


图 3 流场网格

Fig. 3 Grid meshing of flow field

2) 基于欧拉转动定理的角速度计算

采用滑移网格技术模拟给定的绕心运动,需要指定每个时间步上的角速度矢量 ω ,若已知时间步长恒定为 Δt ,则弹箭在第 n 个时间步的角位移为:

$$\begin{cases} \Delta \eta_i = \omega_i \cdot \Delta t \\ \eta = \sum_{i=1}^n \Delta \eta_i \end{cases} \quad (2)$$

式中: η 为弹箭第 n 个时间步的姿态角矢量, ω_i 、 $\Delta \eta_i$ 分别为第 i 个时间步内的角速度矢量和角位移矢量。

目前,在滑移网格技术应用中,角速度矢量 ω 通常采用求导法计算,即通过对给定的运动方程求导并向基准坐标系投影得到 ω 的表达式。对本文研究的俯仰滚转耦合角运动而言,通过对式(1)求导并向图 2 所示坐标系投影可得 ω 的表达式为:

$$\begin{cases} \omega_x = 2\pi f_1 \alpha_m \cos(2\pi f_1 t) \cos \alpha \\ \omega_y = 2\pi f_1 \alpha_m \cos(2\pi f_1 t) \sin \alpha \\ \omega_z = 2\pi f_2 \end{cases} \quad (3)$$

上述角速度计算方法相对简单,但在实际仿真过程中发现,利用求导法计算的角速度进行模拟并不能得到理想的结果。这是因为由求导法计算的角速度矢量仅是每个时间步起始点的值,而时间步长 Δt 为有限值,因此在每个时间步内必然存在积分误差,且时间步长越大,误差越大;随着计算周期的增加,弹箭角运动的累积误差也随之增加,最终弹箭运动规律可能严重偏离式(1)给出的角运动规律。

为此本文提出了基于欧拉转动定理的角运动计算方法,其实质是通过每个时间步内的角速度进行修正,从而消除每个时间步内的角位移误差。

图 2 所示的弹体固连坐标系可由基准坐标系依次绕 OZ 轴旋转 α 角,再绕 OX' 轴旋转 γ 角得到转换矩阵为:

$$N_{AB}(\alpha, \gamma) = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\cos \gamma \sin \alpha & \cos \gamma \cos \alpha & \sin \gamma \\ \sin \gamma \sin \alpha & -\sin \gamma \cos \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (4)$$

设第 i 个时间步开始时刻为 t_1 ,由式(1)可得姿态角为 α_1, γ_1 ,代入式(4)可得转换矩阵为 $N_{AB1}(\alpha_1, \gamma_1)$ 并记对应的弹体固连坐标系为 L_{B1} ;第 $i+1$ 个时间步开始时刻(即第 i 个时间步结束时刻)为 $t_2 = t_1 + \Delta t$,代入式(1)可得姿态角为 α_2, γ_2 代入式(4)可得对应转换矩阵为 $N_{AB2}(\alpha_2, \gamma_2)$,并记对应的弹体固连坐标系为 L_{B2} ;由此可得从 L_{B1} 到 L_{B2} 的坐标系的转换矩阵表达式为:

$$N_{12} = N_{AB2} \cdot N_{AB1}^{-1} = \begin{bmatrix} n_{11} & n_{12} & n_{13} \\ n_{21} & n_{22} & n_{23} \\ n_{31} & n_{32} & n_{33} \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, n_{ij} 为转换矩阵各分量,为节约篇幅这里不具体给出。

此外,由欧拉转动定理可知,弹箭第 $i+1$ 时间步对应的弹体固连坐标系,可由第 i 时间步对应的弹体固连坐标系经过一次旋转得到,即必存

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos\theta + u_x^2(1 - \cos\theta) & u_x u_y(1 - \cos\theta) - u_z \sin\theta & u_x u_z(1 - \cos\theta) + u_y \sin\theta \\ u_y u_x(1 - \cos\theta) + u_z \sin\theta & \cos\theta + u_y^2(1 - \cos\theta) & u_y u_z(1 - \cos\theta) - u_x \sin\theta \\ u_x u_z(1 - \cos\theta) - u_y \sin\theta & u_z u_y(1 - \cos\theta) + u_x \sin\theta & \cos\theta + u_z^2(1 - \cos\theta) \end{bmatrix} \quad (6)$$

由 $N_{12} = \mathbf{R}$ 可联立解得:

$$\begin{cases} \theta = \arccos\left[\left(\sum_{i=1}^3 n_{ii} - 1\right)/2\right] \\ u_x = (n_{32} - n_{23})/2\sin\theta \\ u_y = (n_{13} - n_{31})/2\sin\theta \\ u_z = (n_{21} - n_{12})/2\sin\theta \end{cases} \quad (7)$$

当时间步较小时近似取第 i 时间步的角速度矢量为 $\boldsymbol{\omega} = \mathbf{u} \cdot (\theta/\Delta t)$,并向基准坐标系投影即可得到由欧拉方法计算的近似角速度矢量。

在利用滑移网格求解过程中,分别采用求导法和欧拉转动法在每个时间步为内部滑移网格区指定其角速度矢量,对式(1)给出的耦合角运动进行模拟求解,其中取 $f_1 = f_2 = 80$,并提取了弹箭在仿真过程中的实际角运动规律结果如图4所示,图中 T 表示俯仰振荡周期, $1T = 0.0125$ s。由图可知,求导法得到弹箭俯仰角与式(1)给出的正弦曲线存在较大偏差,且相对误差呈周期振荡;而由欧拉转动法得到的弹箭俯仰角变化规律,与正弦曲线完全重合。结果表明,采用该方法可实现对弹箭复杂角运动规律进行精确模拟,从而提高计算精度。本文所提出的角运动模拟方法,不仅适用于俯仰滚转耦合运动的模拟,对于其他更为复杂的已知运动方程的绕心运动均可按照上述步骤进行模拟计算。

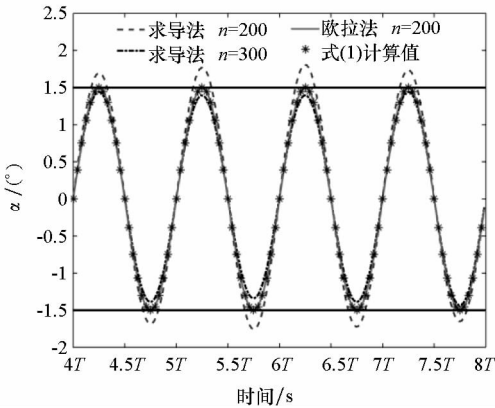


图4 求导法和欧拉转动法对角运动的模拟精度对比

Fig.4 Comparison of simulation accuracy on angle motion between derivative method and Euler rotation method

1.3 动导数辨识方法

为求解计算弹箭在耦合角运动状态下的动导

数,需要对计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)仿真得到的气动系数迟滞环进行参数辨识,本文采用积分法对弹箭俯仰组合导数和升力系数导数进行辨识求解。

由式(1)可得弹箭攻角运动方程为:

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) \\ \dot{\alpha} = \omega \alpha_m \cos(\omega t) = q \\ \ddot{\alpha} = -\omega^2 \alpha_m \sin(\omega t) = \dot{q} \end{cases} \quad (8)$$

式中, $\omega = 2\pi f_1$ 为俯仰角速度圆频率; q 为瞬时俯仰角速度。

弹箭做小幅强迫俯仰振动时,其非正常气动力和力矩的泰勒展开式为:

$$\begin{aligned} M_z = M_{z0} + M_z^\alpha \cdot \Delta\alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \cdot \Delta\dot{\alpha} + M_z^q \cdot q + \\ M_z^{\dot{q}} \cdot \dot{q} + o(\Delta\alpha, q) \end{aligned} \quad (9)$$

式中: M_{z0} 为初始攻角处的静态俯仰力矩系数; M_z^α 为静态俯仰力矩系数; $M_z^{\dot{\alpha}}$ 和 M_z^q 为动稳定性导数,且 $C_1 = M_z^\alpha + M_z^q$ 即为俯仰组合动导数; $(\Delta\alpha, q)$ 为关于 $\Delta\alpha$ 和 q 的高阶小量。

将式(8)代入式(9),利用三角函数系的正交性,在一个周期上进行积分,并进行无量纲化处理(详细推导过程可参见文献[10-11]),可得俯仰阻尼导数的计算公式为:

$$C_1 = \frac{1}{\pi \alpha_m} \int_{-T_0/2}^{T_0/2} M_z \cos \bar{\omega} t dt \quad (10)$$

式中, $\bar{\omega} = \omega L / 2V_\infty$ 为减缩频率, V_∞ 为来流速度, L 为参考长度, T_0 为振荡周期。

类似地,通过对弹箭升力系数迟滞环进行积分可得升力系数组合动导数 C_2 计算公式为:

$$C_2 = \frac{1}{\pi \alpha_m} \int_{-T_0/2}^{T_0/2} C_y \cos \bar{\omega} t dt \quad (11)$$

2 方法验证

2.1 网格无关性及数值方法实验验证

按本文提出的网格划分方案进行网格划分,考虑到远场网格对计算结果影响较小,在进行网格无关系验证时,主要对内部绕流区网格进行局部加密处理,采用网格数量为100万、200万、280万、350万的四套网格,对来流马赫数 $Ma = 0.5, 0.6, 0.8$ 条件下的掠飞末敏弹气动参数进行了定常和

非定常求解,结果表明,当网格数量为 280 万时,计算结果达到网格无关性要求,因此本文采用网格数为 280 万的网格划分方案进行计算。

为进一步验证数值方法求解掠飞末敏弹气动参数的准确性,对来流 $Ma = 0.6$ 的情况进行了滚转风洞实验研究(见图 5),实验模型利用斜置尾翼产生的导旋力矩产生滚转运动,并最终达到稳定转速,利用 5 分量(由于尺寸限制,无阻力分量)测力天平对实验模型在滚转状态下所受空气动力和力矩进行测量,测力天平与弹体之间采用轴承进行隔转。

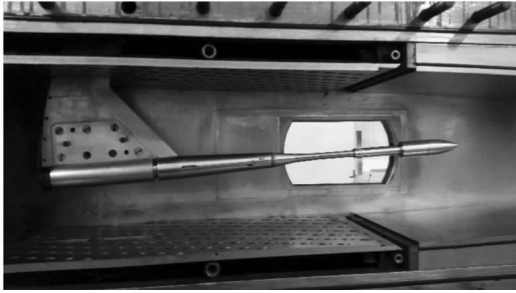


图 5 风洞实验安装图
Fig. 5 Wind tunnel test setup

表 1 给出了 $Ma = 0.6$ 时掠飞末敏弹平衡转速的实验结果。由表 1 可知,平衡转速随攻角增大有所减小,但变化幅值较小。为验证数值仿真方法的准确性,采用 1.2 节给出的网格划分方案以及角运动计算方法建立与实验条件对等的仿真模型,仿真过程中取俯仰频率 $f_1 = 0$,取滚转频率 f_2 与表 1 结果一致,对模型在不同攻角下的流场进行非定常求解,并将仿真结果和实验结果进行对比。考虑到升力系数与俯仰力矩系数,以及升力系数动导数和俯仰力矩动导数均有较密切的关系,本文取升力系数作为计算模型的验证参数,以验证所采用数据方法对掠飞末敏弹气动特性计算的准确性,结果如图 6 所示。由图可知,数值仿真结果与实验结果吻合较好,最大相对误差小于 10%,这表明本文采用的数值仿真方法能对掠飞末敏弹气动参数进行准确求解。

表 1 $Ma = 0.6$ 时,平衡转速实验结果

Tab. 1 Test results of balance speed for $Ma = 0.6$

攻角/(°)	-2	0	4	8
平衡转速/(r/s)	216	212	210	190

2.2 BFM 标模算例验证

带翼导弹标准模型(Basic Finner Missile, BFM)是验证动导数计算方法准确性的常用模

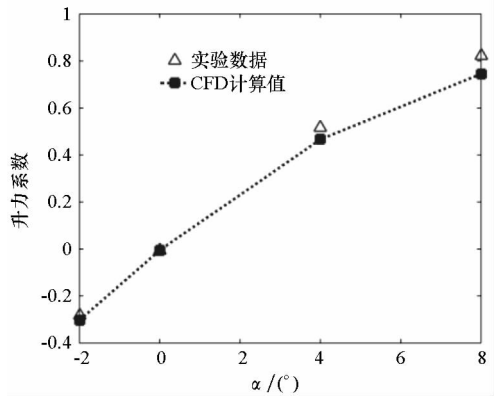


图 6 $Ma = 0.6$ 时,升力系数随攻角变化曲线
Fig. 6 Curve of lift coefficient with the angle of attack ($Ma = 0.6$)

型,其几何参数可参见文献[5],为节约篇幅,本文不再赘述。基于本文提出的球形滑移网格方法,对 BFM 标模在马赫数为 1.58、1.76、1.89、2.16、2.48,起始迎角为 1.5° ,振幅为 1.5° 条件下的强迫俯仰振动进行了求解计算(取耦合运动中的滚转角频率 $f_2 = 0$,即可模拟单自由度的俯仰角运动),并与文献[12-13]给出的俯仰阻尼导数比较,以验证本文所采用的动导数计算方法的准确性。其中,参考长度取 BFM 标模的圆柱部直径 D_0 ,参考面积取圆柱部横截面积,质心位置到弹头部距离为 $5D_0$,计算结果如图 7 所示。

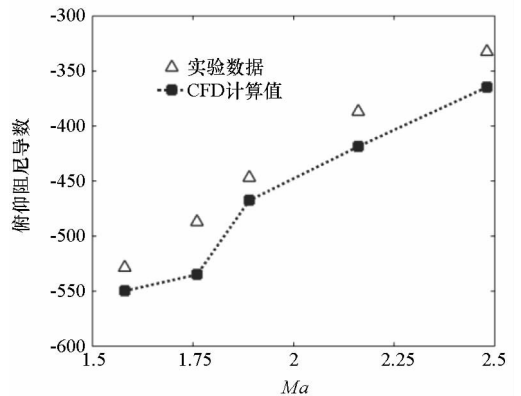


图 7 BFM 标模俯仰阻尼导数随马赫数变化曲线
Fig. 7 Curve of pitching and rolling damping derivative of BFM model with Mach number

由图 7 可知,俯仰阻尼导数计算结果与实验结果变化规律一致,两者均为负值,且随马赫数增加而减小,其中仿真值略小于实验值,相对误差在 $Ma = 1.75$ 时最大,即 9.8%。结果表明,本文所采用的数值方法可对尾翼弹的俯仰阻尼动导数进行准确求解。在此基础上,本文对一种十字型布局的掠飞末敏弹在俯仰滚转耦合运动状态下的俯仰动导数进行了求解分析。

3 掠飞末敏弹在耦合角运动下的动导数求解

3.1 非定常气动力系数迟滞环求解

基于本文提出的球形滑移网格方法模拟弹体俯仰滚转耦合角运动过程,对掠飞攻顶在滚转状态下的俯仰阻尼导数进行求解分析。取计算马赫数 Ma 为 0.5、0.65 和 0.8,初始攻角 α_0 分别为 0° 、 3° ,计算中令弹箭俯仰振荡频率 f_1 为定值 20,滚转频率 f_2 变化范围为 $0 \sim 100$,取攻角振荡幅值 $\alpha_m = 1.5^\circ$,并取弹体圆柱部直径 D 为参考长度,质心位置到弹顶距离取为 $0.4D$ 。为使计算结果达到收敛,对每个俯仰振荡周期取 200 个时间步进行计算。计算表明,当计算周期数为 2 时即得到稳定周期解,为此取第二个周期的俯仰力矩系数结果作为辨识数据。

图 8、图 9 分别给出了 $Ma = 0.65$, 初始攻角 $\alpha_0 = 3^\circ$ 时,不同滚转频率下,掠飞末敏弹俯仰力矩系数和升力系数随攻角变化的滞回曲线。由图可知,随着滚转频率增加,两滞回曲线均产生了振荡,且滚转频率越大振荡越明显,这是因为当滚转频率不为 0 时,由于弹身与尾翼之间的绕流相互干扰,尾翼由于滚转运动,滚转方位角不断改变从而产生周期性的诱导力和力矩导致的。同时,随滚转频率变化,迟滞环的倾斜程度和宽度均有所改变,这必然对弹箭动稳定性导数的辨识结果产生影响。

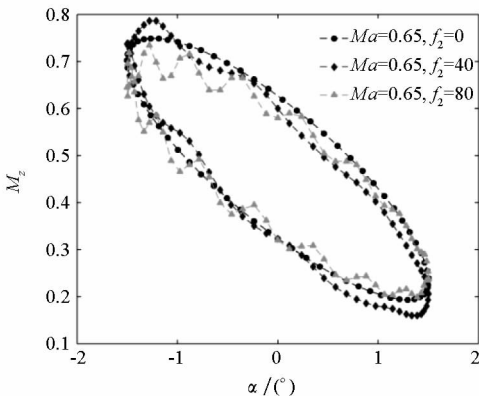


图 8 掠飞末敏弹俯仰力矩系数滞回曲线
Fig. 8 Hysteresis curve of pitching moment coefficient of flying overhead attack bullet

图 10 给出了弹箭在俯仰振荡过程中,瞬时攻角 $\alpha = 3^\circ$ 时,有滚转 ($f_2 = 80$) 和无滚转 ($f_2 = 0$) 两种情况下的绕流区域流线图。从图中可以看出,当滚转角频率 $f_2 = 80$ 时,流线方向发生偏转,尾部流线呈明显的螺旋状。由于弹箭尾锥部锥度较大,在两种情况下均在尾锥部形成了明显的涡,其

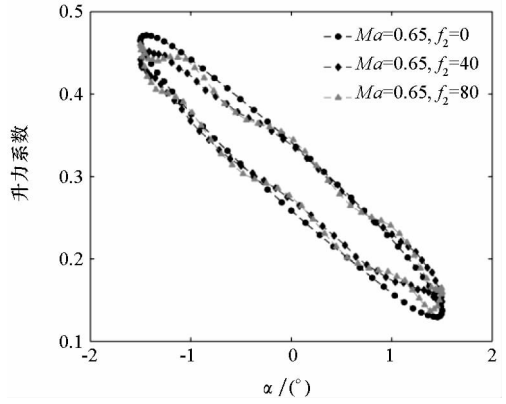


图 9 掠飞末敏弹升力系数滞回曲线
Fig. 9 Hysteresis curve of lift coefficient of flying overhead attack bullet

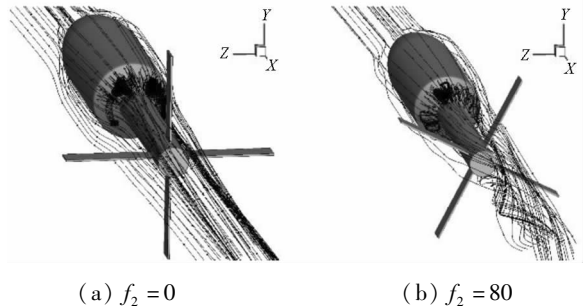


图 10 $Ma = 0.65$, $\alpha = 3^\circ$ 时,不同滚转频率下的流线图
Fig. 10 Streamline patterns at different roll frequency when $Ma = 0.65$ and $\alpha = 3^\circ$

中无滚转时,尾锥部的涡较对称,而当弹箭进行滚转时,尾锥部的涡呈现明显的非对称性。图 11 为不同滚转频率下,弹箭圆锥部的周向压力分布(图中横坐标 Z_B 为数据点在弹轴坐标系下对应的 z 坐标值)。由图可知,当弹箭无滚转时左右两侧压力对称,且迎风面压力明显大于背风面。当弹箭滚转时,由于弹箭附面层位移厚度,以及涡结构的非对称畸变,导致压力分布不再对称,其中尾锥部尤为明显,主要表现为弹箭右侧压力大于左侧压力,同时迎风面和背风面压力差亦发生改变。这主要是由附面层位移厚度的非对称畸变引起的。可见,由于弹箭滚转引起的轴向压力分布变化,不仅会产生马格努斯力和力矩,同时也引起了升力和俯仰力矩的改变,这必定对弹箭俯仰动导数的辨识造成影响。由以上分析可知,尾翼弹箭滚转俯仰耦合运动对其气动特性的影响主要来自两方面:一是由于弹箭做俯仰耦合角运动时,其攻角在初始攻角附近做周期性振荡,由于滚转角速度不为 0,必然引起黏性绕流的非对称性,产生马格努斯效应;二是由于弹体和尾翼间的干扰作用形成了周期性的诱导力和力矩,以上两种效应与

无滚转时的气动参数迟滞曲线相叠加,必然对弹箭动稳定性导数辨识结果产生影响。

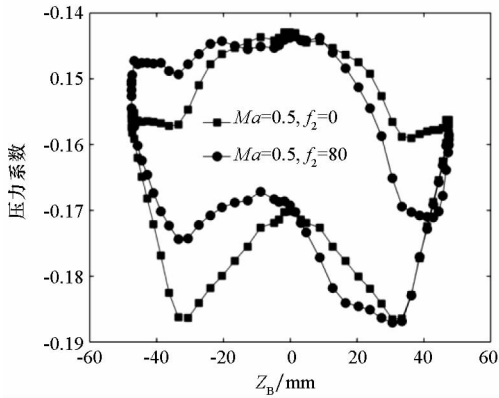
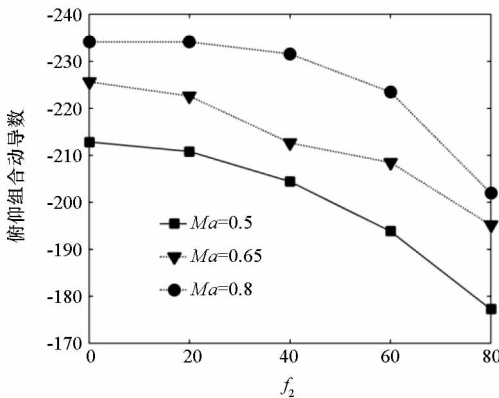


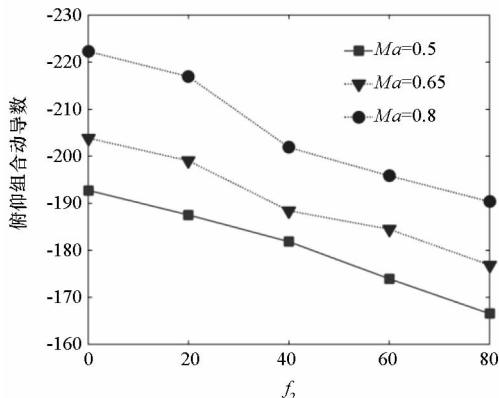
图 11 不同滚转频率下尾锥部的压力分布
Fig. 11 Pressure distribution of the tail cone at different roll frequency

3.2 动导数辨识结果

为定量分析弹箭滚转运动对其俯仰动导数辨识结果的影响程度,采用积分法对俯仰力矩系数和升力系数迟滞曲线进行参数辨识,结果如图 12 ~ 13 所示。



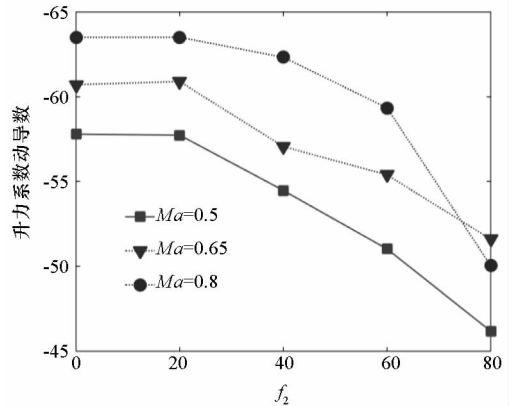
(a) $\alpha_0 = 0^\circ$



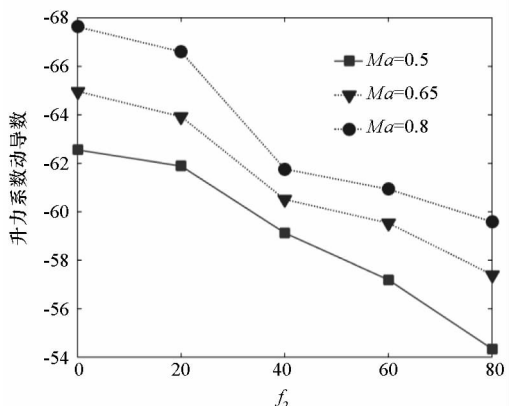
(b) $\alpha_0 = 3^\circ$

图 12 俯仰组合动导数随滚转频率的变化规律
Fig. 12 Dynamic derivative of coupled pitching and rolling changing with the roll frequency

由图 12 可知,俯仰组合动导数随马赫数增加而明显增大,且在三个马赫数下俯仰组合动导数均随滚转角频率的增加而减小。攻角 α 为 3° 时的结果略大于初始攻角为 0° 时的结果,且当初始攻角为 0° 时,俯仰组合动导数的变化规律具有明显非线性特性,这是由于当初始攻角和滚转频率均较小时,弹箭在俯仰振荡过程中的马格努斯效应尚不显著,而当滚转频率增大时,马格努斯效应随之增强,导致俯仰组合动导数随滚转频率的变化斜率也随之增大。由图 13 可知,升力系数动导数随滚转频率变化规律与俯仰组合动导数变化规律基本一致,均随滚转频率增加而减小。初始攻角 α 为 0° 时,变化规律具有一定非线性特性,其中 $Ma = 0.8$ 时,非线性特性尤为明显,这是因为当来流速度为跨音速时,弹箭绕流流场局部将出现激波,导致气动特性非线性增强。



(a) $\alpha_0 = 0^\circ$



(b) $\alpha_0 = 3^\circ$

图 13 升力系数动导数随滚转频率的变化规律
Fig. 13 Relationship curves of lift coefficient derivative and the roll frequency

将滚转频率 $f_2 = 80$ 的动导数辨识结果与无滚转条件下的辨识结果进行对比(见表 2)可知,在各计算条件下,俯仰组合动导数和升力系数动

导数均达到 10% 以上,其中 $Ma = 0.5$, 初始攻角 $\alpha = 0^\circ$ 时,俯仰组合动导数减小了 16.7%,升力系数动导数减小了 20.1%,结果表明,掠飞末敏弹在耦合角运动状态下,其滚转角运动对其动稳定性导数的辨识结果具有显著影响,在进行弹箭动导数计算和稳定性分析时需被充分考虑。

表 2 滚转频率为 80 和无滚转条件下的动导数对比结果
Tab. 2 Comparison of dynamic derivative between 80 and 0 in roll frequency

Ma	$\alpha / (^\circ)$	C_1			C_2		
		$f_2 = 0$	$f_2 = 80$	变化率/ %	$f_2 = 0$	$f_2 = 80$	变化率/ %
0.5	0	-212.8	-177.2	16.7	-57.8	-46.2	20.1
	3	-192.8	-166.5	13.6	-62.5	-54.3	13.1
0.65	0	-225.6	-195.1	13.5	-60.7	-51.6	15.0
	3	-203.8	-176.8	13.2	-65.0	-57.4	11.7
0.8	0	-234.1	-201.9	13.8	-60.7	-51.6	15.0
	3	-222.3	-190.3	14.4	-67.6	-59.6	11.8

4 结论

通过对掠飞末敏弹在俯仰滚转耦合角运动状态下的气动特性进行数值仿真研究,得出以下结论:

1) 本文基于欧拉转动定理和球形滑移网格方法提出的角运动模拟方法,可在弹箭非定常流场求解过程中,有效消除弹箭姿态角的计算累积误差,提高气动参数的求解精度。此方法不仅适用于模拟弹箭俯仰滚转耦合角运动,而且对任意给定形式的角运动同样适用,因此可为研究弹箭在复杂角运动状态下的非定常气动特性提供参考;

2) 将数值仿真结果与掠飞末敏弹实验数据以及 BFM 标模实验数据进行对比验证了所采用的数值仿真方法以及动导数辨识方法的准确性;

3) 弹箭的滚转运动对俯仰组合导数和升力系数动导数的辨识结果均存在显著影响,且在所选取的三个马赫数下,辨识结果均随滚转频率增加而减小,且变化规律具有一定非线性特性,因此,在进行弹箭动导数计算和稳定性分析时需充分考虑俯仰耦合效应的影响。

参考文献 (References)

[1] 赵博博,刘荣忠,郭锐,等. 扭曲尾翼飞行器的气动特性[J]. 国防科技大学学报, 2014, 36(3): 19-24.
ZHAO Bobo, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Aerodynamic characteristics of the twist fin vehicle[J]. Journal of National

University of Defense Technology, 2014, 36(3): 19-24. (in Chinese)

[2] 赵博博,刘荣忠,郭锐,等. 新型掠飞末敏弹的捕获概率分析[J]. 兵工学报, 2016, 37(2): 232-238.
ZHAO Bobo, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Research on acquisition probability of a novel hedgehopping overhead attack projectile [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(2): 232-238. (in Chinese)

[3] 陈亮,刘荣忠,郭锐,等. 扭曲尾翼弹箭气动外形多目标优化[J]. 兵工学报, 2016, 37(7): 1187-1193.
CHEN Liang, LIU Rongzhong, GUO Rui, et al. Multi-objective optimization on the aerodynamic shape of the projectile with twisted empennages [J]. Acta Armamentarii, 2016, 37(7): 1187-1193. (in Chinese)

[4] 郭东,徐敏,陈士椿. 基于网格速度法的非定常流场模拟和动导数计算[J]. 西北工业大学学报, 2012, 30(5): 784-788.
GUO Dong, XU Min, CHEN Shilu. An effective computation method based on field velocity approach for unsteady flow simulation and obtaining dynamic derivatives [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2012, 30(5): 784-788. (in Chinese)

[5] 米百刚,詹浩,王斑. 基于刚性动网格技术的动导数数值模拟[J]. 航空动力学报, 2014, 29(11): 2659-2664.
MI Baigang, ZHAN Hao, WANG Ban. Numerical simulation of dynamic derivatives based on rigid moving mesh technique [J]. Journal of Aviation Power, 2014, 29(11): 2659-2664. (in Chinese)

[6] 邓帆,陈少松,王学德. 栅格翼翼身组合体超声速滚转阻尼特性[J]. 弹道学报, 2011, 23(3): 58-62.
DENG Fan, CHEN Shaosong, WANG Xuede. Roll damping characteristics for missile with grid fins at supersonic speed [J]. Journal of Ballistics, 2011, 23(3): 58-62. (in Chinese)

[7] 史志伟,黄达,吴根兴,等. 耦合运动非定常气动模型对飞机飞行特性仿真的影响[J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1424-1428.
SHI Zhiwei, HUANG Da, WU Genxing, et al. Effects of coupled motion unsteady aerodynamic model on flight characteristics simulation of aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1424-1428. (in Chinese)

[8] 吴金华,孙海生,沈志洪,等. 旋转流场下的振荡动导数试验技术研究[J]. 实验流体力学, 2014, 28(4): 54-58.
WU Jinhua, SUN Haisheng, SHEN Zhihong, et al. Investigation of test technique of oscillatory dynamic derivative in rotational flow field [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2014, 28(4): 54-58. (in Chinese)

[9] 郭正. 包含运动边界的多体非定常流场数值模拟方法研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.
GUO Zheng. Numerical simulation technique research for unsteady multi-body flowfield involving moving boundaries [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2002. (in Chinese)

[10] Wang X L. Computational fluid dynamics predictions of stability derivatives for airship [J]. Journal of Aircraft, 2012, 49(3): 933-940.

[11] Ronch A D, Vallespin D, Ghoreysi M, et al. Computation of dynamic derivatives using CFD [C]//Proceedings of 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2010.

[12] Shantz I, Groves R T. Dynamic and static stability measurements of the basic finner at supersonic speeds [R]. U. S Naval Ordnance Laboratory White OAK, Maryland, 1960.

[13] Moore F G, Swanson R C. Dynamic derivatives for missile configurations to Mach number three [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1978, 15(2): 65-66.