

基于 CFD/RBD 方法的旋转弹轨迹仿真

索谦,王刚,李仑,叶正寅

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要: 旋转弹在飞行过程中,由于表面气动载荷分布不对称,可能会出现耦合共振、灾难偏航等现象,使导弹飞行失常偏离目标。针对此类问题,采用非定常 N-S 方程和刚体动力学方程耦合求解的方法,仿真旋转弹飞行轨迹。非定常气动力计算使用非结构混合网格 N-S 方程求解程序 HUNS3D,刚体六自由度运动方程采用改进的四阶 Adams 预估校正法求解。将这种耦合求解方法应用于美国 ARL 旋转弹试验模型的轨迹仿真,并将计算得到的旋转弹姿态角、空间位置和气动与相关文献进行对比分析,结果表明:本文方法能较精确地仿真旋转弹的飞行轨迹。

关键词: 旋转弹;CFD;非定常;六自由度;轨迹仿真

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Trajectory Simulation of a Spinning Projectile Based on CFD/RBD Computation Method

Suo Qian, Wang Gang, Li Lun, Ye Zhengyin

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: During the flight process, the asymmetric aerodynamic loads distributed on the surface of spinning projectile, it may cause coupled resonance and yaw-disaster phenomenon. Then the projectile miss the target. For such problems, the unsteady Navier-Stokes equation and rigid body dynamic(RBD) equations are solved to simulate the flight trajectory of a spinning projectile. The unsteady aerodynamic computations are conducted by using an in-house hybrid unstructured Navier-Stokes flow solver 3D(HUNS3D). The rigid body of 6 degrees of freedom (6-DOF) motion equations are solved by using an advanced Adams prediction-correction method. The coupled computation method is applied to simulate and analyze the flight trajectory of U. S. Army Research Laboratory spinning projectile test model. The computed results of the attitude angle, space position and aerodynamic force are compared with those in related literature. Results show that this method can truly simulate the flight trajectory of spinning projectile.

Key words: spinning projectile; CFD; unsteady; 6 degree of freedom; trajectory simulation

0 引言

旋转弹是一种系统简单、成本低、可靠性高的炮弹和小型导弹,这种弹型大量用于防空导弹、炮射弹以及反坦克导弹。旋转弹通过旋转产生的陀螺效应获得稳定性,有利于提高克服干扰力(推力偏心、质量分布不均匀、随机阵风等)。旋转弹飞行

过程中,其纵轴相对于速度方向一般不重合,即迎角和侧滑角不为0,使得旋转与偏流相耦合,导弹表面气动载荷分布不对称,从而产生非常规的力和力矩。当这种附加力和力矩超过某一限度时,将会发生 Magnus 不稳定(耦合共振、自转闭锁、灾难偏航等现象),使导弹飞行失常偏离目标^[1],因此预测旋转弹飞行轨迹是一项非常重要的工作。

通常获得旋转弹性能参数的主要方法是飞行试验,这种方法能够精确获取飞行轨迹、空间姿态、弹道散布等参数,但是资源和时间高消耗是其最大的缺点。随着计算机技术的迅速发展,三维非定常

N-S 方程和刚体运动方程耦合计算已广泛应用于工程实践^[2]。国外,耦合求解流动和运动控制方程计算旋转弹飞行轨迹以及气动力的研究较多;J. Sahu 计算了尾翼旋转弹自由飞行过程中的轨迹和气动^[3],以及无尾翼旋转弹受喷流作用时轨迹的变化历程^[4];J. Stahl 等^[5]采用轨迹仿真时得到的气动力和力矩使用参数辨识方法计算旋转弹的气动力系数;V. T. Luu 等^[6]使用 2ⁿ Tree Meshing 网格划分方法实现了高转速旋转弹的轨迹仿真;M. Costello 等^[7]考察了不同初始参数(速度、转速、攻角)对旋转弹运动轨迹的影响。目前国内将 CFD/RBD 耦合求解方法应用于旋转弹轨迹仿真的研究较少,研究人员较多使用的方法是:先用 CFD 方法计算旋转弹在不同速度、转速和攻角下的准定常气动力,轨迹仿真时再通过插值获得对应状态下的气动力^[8]。采用这种方法得到的气动力未考虑速度、转速和攻角的变化引起的非定常效应。

本文采用耦合求解非定常 N-S 方程和刚体动力学方程的方法,考虑姿态和速度变化引起的非定常气动效应对轨迹仿真的影响,并且采用改进的四阶 Adams 预估校正法求解刚体运动方程,最后进行算例检验。

1 数值方法

1.1 非定常 N-S 方程求解

本文使用的流场求解器是基于非结构混合网格雷诺平均 N-S 方程求解程序 HUNS3D^[9]。

为了适应固体边界的六自由度运动,流动控制方程采用 ALE(Arbitrary Lagrangeian Eulerian)方法描述的非定常 N-S 方程,在网格的任意运动和变形情况下,其直角坐标系下的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F}(\mathbf{Q}, \mathbf{V}_{grid}) \cdot \mathbf{n} dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{G}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中:守恒变量 $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$; Ω 为控制体; $\partial\Omega$ 为控制体单元的边界; \mathbf{V}_{grid} 为网格运动速度; \mathbf{n} 为控制体单元边界外法线方向向量; $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ 和 $\mathbf{G}(\mathbf{Q})$ 分别为无粘通量项和粘性通量项。

方程(1)经过格心有限体积分空间离散后,可以得到在网格单元 i 上的半离散形式。

$$\frac{d\mathbf{Q}_i}{dt} + \mathbf{R}_i(\mathbf{Q}_i^{n+1}) = 0 \quad (2)$$

$$\mathbf{R}_i(\mathbf{Q}_i^{n+1}) = \frac{1}{\Omega} [\mathbf{F}(\mathbf{Q}_i^{n+1}, \mathbf{V}_{grid}) - \mathbf{G}(\mathbf{Q}_i^{n+1})] \cdot \mathbf{n}_i S_i \quad (3)$$

式中: \mathbf{R} 为残差; S 为网格单元面积; n 为时间步。

在求解非定常方程中为了获得高阶时间精度,使用二阶隐式双时间方法^[10-11]求解方程(2)。

$$\frac{(3\mathbf{Q}_i^{n+1} - 4\mathbf{Q}_i^n + \mathbf{Q}_i^{n-1})}{2\Delta t} + \mathbf{R}_i(\mathbf{Q}_i^{n+1}) = 0 \quad (4)$$

方程(4)为隐式表达式,难以直接求解,通常采用伪时间迭代方法进行求解,在方程左端加入守恒变量对伪时间 τ 的导数。

$$\frac{d\mathbf{Q}_i^{n+1}}{d\tau} + \mathbf{R}_i^*(\mathbf{Q}_i^{n+1}) = 0 \quad (5)$$

$$\mathbf{R}_i^*(\mathbf{Q}_i^{n+1}) = \frac{(3\mathbf{Q}_i^{n+1} - 4\mathbf{Q}_i^n + \mathbf{Q}_i^{n-1})}{2\Delta t} + \mathbf{R}_i(\mathbf{Q}_i^{n+1}) \quad (6)$$

式中: $\mathbf{R}_i^*(\mathbf{Q}_i^{n+1})$ 为非定常计算残差。

伪时间迭代的收敛解是当前真实时间步的解。方程的时间精度只依赖于对真实时间的积分,与伪时间迭代无关,因此伪时间迭代过程可以使用定常流动问题求解中的各类加速收敛措施来提高流场计算效率。HUNS3D 采用改进的 LU-SGS^[12] 算法对方程(4)进行 Backward-Euler 隐式时间迭代。同时,运用基于 OpenMP 的内存共享式并行算法提高计算效率。程序可选用的湍流模型包括 S-A 一方程和 $k-\omega$ 两方程。

1.2 刚体运动方程

旋转弹作为刚体在空中运动,一般有六个自由度,相应的有六个动力学方程(三个描述平动,三个描述绕质心转动)和六个运动学方程(确定旋转弹空间位置和姿态)。旋转弹欧拉角示意图如图 1 所示。

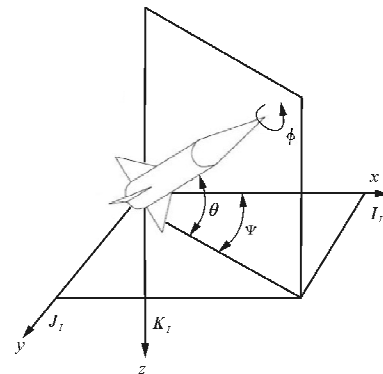


图 1 旋转弹欧拉角示意图

Fig. 1 Sketch map of spinning projectile Euler angle

图中 x 轴指向地平面某任意选定方向, z 轴铅垂向下, y 轴垂直 xz 平面(按右手定则确定方向), ϕ 为滚转角, θ 为俯仰角, Ψ 为偏航角。

惯性系下质心平动方程

$$\begin{cases} m\dot{v}_x = F_{xa}^i + F_{xe}^i + F_{xg}^i \\ m\dot{v}_y = F_{ya}^i + F_{ye}^i + F_{yg}^i \\ m\dot{v}_z = F_{za}^i + F_{ze}^i + F_{zg}^i \end{cases} \quad (7)$$

体轴系下绕质心转动方程

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x^b = [M_x^b + (I_{yy}^b - I_{zz}^b)\omega_y^b\omega_z^b]/I_{xx}^b \\ \dot{\omega}_y^b = [M_y^b + (I_{zz}^b - I_{xx}^b)\omega_z^b\omega_x^b]/I_{yy}^b \\ \dot{\omega}_z^b = [M_z^b + (I_{xx}^b - I_{yy}^b)\omega_x^b\omega_y^b]/I_{zz}^b \end{cases} \quad (8)$$

空间位置

$$[\dot{x}^i \quad \dot{y}^i \quad \dot{z}^i]^T = R_{b-i} [\dot{v}_x^b \quad \dot{v}_y^b \quad \dot{v}_z^b]^T \quad (9)$$

空间姿态

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x^b \\ \omega_y^b \\ \omega_z^b \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中: m 为质量; v 为速度; F 为力; ω 为角速度; M 为外力矩; I 为惯性矩; 上标 i 和 b 分别表示惯性坐标系和体轴系; 下标 a, e, g 分别为气动力、外力(发动机推力)、体积力; R_{b-i} 为体轴系到惯性系转换矩阵, 详细表达式见文献[2]。

刚体运动方程求解属于常微分方程初值问题, 令 $\mathbf{l} = [v_x, v_y, v_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, x, y, z, \theta, \Psi, \phi]$, 则刚体运动方程可以写为

$$\dot{\mathbf{l}} = \mathbf{F}(\mathbf{l}, t) \quad (11)$$

在求解刚体运动方程(11)时, 标准的 Adams 预估校正法步骤为: 先求解第 n 步的流场, 得到气动力并传给预估步刚体运动方程, 求解 $n+1$ 步的飞行器空间位置和姿态, 进而再进行流场计算, 得到气动力并传给校正步刚体运动方程, 进而得到修正后的 $n+1$ 步飞行状态量。如此反复, 直到仿真结束。标准的 Adams 预估校正法同一时间步内需要计算两次非定常流场, 计算量大。本文采用改进的 Adams 预估校正法求解刚体运动方程。气动力随时间的变化曲线通常是光滑的, 因此可以使用已知时间步气动力插值得到校正步所需的 $n+1$ 步气动力, 减少一次非定常流场计算, 降低了近一半的计算量。

2 计算结果与分析

2.1 计算模型

计算外形选取 ARL(Army Research Labora-

tory) 旋转弹试验模型^[3], 该模型有比较完整的试验数据。模型的物理和外形参数如图 2 所示, c_g 代表重心。旋转弹由拱形—圆柱—尾翼三部分组成, 其中圆柱段有 2.5° 倾角, 尾翼成十字型。由于模型为轴对称外形, 因此惯性积 $I_{xy} = I_{xz} = I_{yz} = 0$ 。

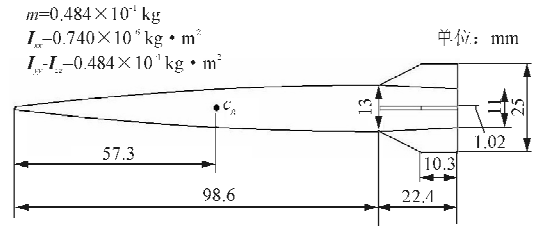


图 2 旋转弹外形和物理参数

Fig. 2 Spinning projectile configuration and mass properties

计算网格如图 3 所示, 所采用的非结构混合网格包含 20 816 个表面网格单元和 811 923 个体网格单元。附面层使用三棱柱, 第一层网格绝对高度为 1.0×10^{-6} m, 法向增长率为 1.2。外部为四面体型网格。

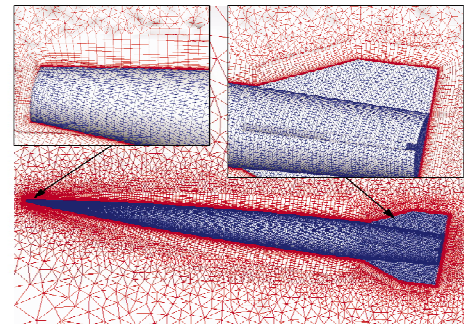


图 3 弹体附近非结构混合网格

Fig. 3 Hybrid unstructured mesh near the projectile

旋转弹轨迹仿真的初始状态如表 1 所示, $Ma = 3.0$, 以最大弹径为参考长度的 $Re = 0.9 \times 10^6$, $\alpha = 4.9^\circ$ 。

表 1 计算初始条件

Table 1 Computation initial conditions

| 方向 | 空间位置/m | 速度/($m \cdot s^{-1}$) | 姿态角/rad | 角速度/($rad \cdot s^{-1}$) |
|-----|--------|-------------------------|---------|----------------------------|
| x | 4.593 | 1 030.810 | 2.051 | 2 518.390 |
| y | -0.200 | 22.064 | 0.088 | -52.802 |
| z | -0.159 | 86.278 | -0.023 | 22.233 |

2.2 算例结果对比

轨迹仿真的流程如图 4 所示,主要分为非耦合计算和耦合计算两个部分。首先计算旋转弹只有平动的定常初始流场,然后加上初始滚转角速度做固定角速度的强迫运动流场计算。当得到稳定的流场时,再与刚体运动方程耦合开始轨迹仿真,直到位移满足设定的仿真距离后结束。

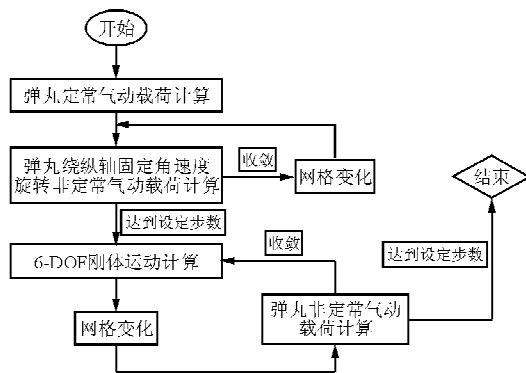


图 4 轨迹仿真流程图

Fig. 4 Flow chart of trajectory simulation

算例验证的真实时间步长为 1.47×10^{-5} s,内迭代为 150 步流场计算中伪时间,迭代采用 LU-SGS 隐式方法,空间离散采用 Roe 格式,湍流模型为 S-A 一方程模型。

旋转弹在空间某一位置的的压力云图如图 5 所示。

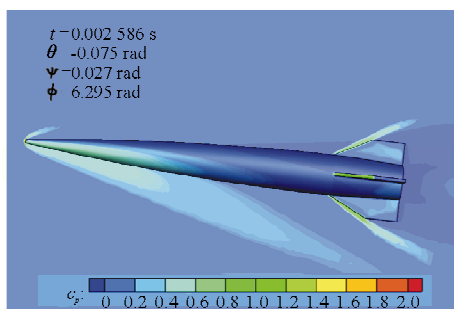


图 5 计算压力云图

Fig. 5 Computed pressure contour

由于飞行过程中来流与弹体纵轴有一定夹角,弹丸前端激波和空间流场压力分布上下不对称。弹丸的高速旋转使得尾翼两侧的压力分布也不相

同,翼面外法向与旋转方向相同的一侧压力高,另一侧压力低,这是因为弹丸高速旋转过程中压力高的一侧相当于迎风区,压力低的一侧为背风区。尾翼两侧的压力差形成了一个与旋转方向相反的力矩,导致弹丸旋转速度在飞行过程中逐渐降低。

俯仰角的变化历程曲线图如图 6 所示。

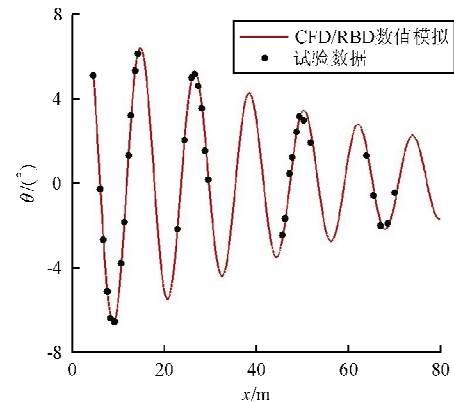


图 6 俯仰角变化历程

Fig. 6 Changing course between pitch angle and x distance

从图 6 可以看出,俯仰角的振幅和周期与试验结果吻合较好。由于飞行过程中受到俯仰阻尼力矩的作用,振幅随着时间的推进逐渐减小。

偏航角的变化历程如图 7 所示。

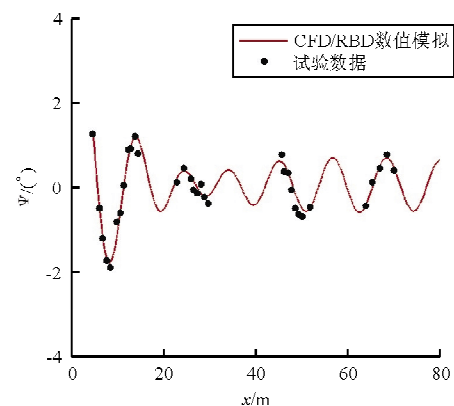


图 7 偏航角变化历程

Fig. 7 Changing course between yaw angle and x distance

从图 7 可以看出:本文计算结果能够准确地仿真姿态角的变化趋势,但在波峰和波谷处略小于试验值;偏航角在旋转弹飞行 20 m 后进入了一个准周期性变化的稳定状态,振幅约为 0.5° 。

旋转弹质心空间位置 y 向位移和 z 向位移的时间历程如图 8~图 9 所示。

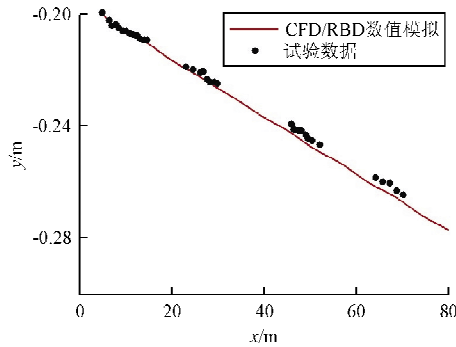


图 8 y 向位移变化历程

Fig. 8 Changing course between y distance and x distance

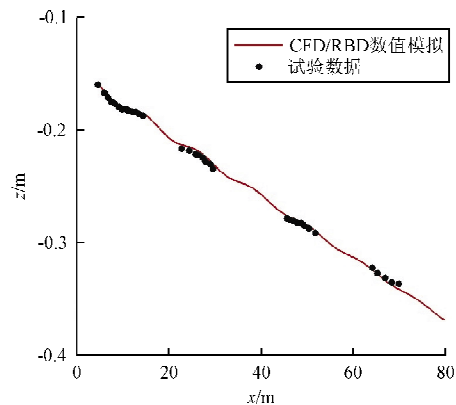


图 9 z 向位移变化历程

Fig. 9 Changing course between z distance and x distance

从图 8 可以看出:本文 y 向位移计算结果在前半段与试验结果吻合较好,后半段计算结果比试验值偏大。 y 向位移主要受到侧向力的影响,而侧向力又和偏航角关联紧密,本文的偏航角振幅小于试验值,导致仿真时旋转弹侧向受力小于实际情况,因此侧向位移的计算结果略大于试验值。

从图 9 可以看出:本文计算结果和试验值在整个仿真段都吻合较好; z 向位移曲线波动比较明显,这主要是弹丸的俯仰角变化幅度较大,气动力变化比较剧烈导致的。

旋转弹飞行过程中所受气动力和力矩的变化如图 10~图 11 所示,力和力矩是在惯性坐标系下的值。

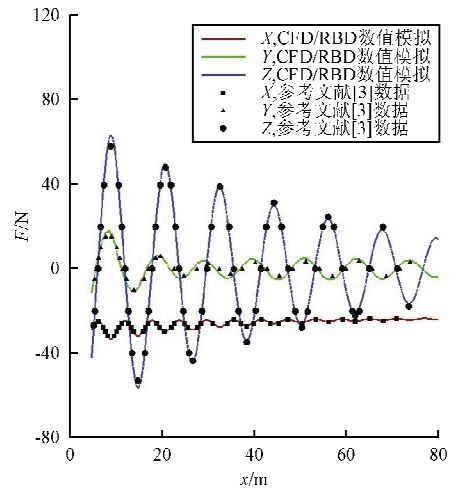


图 10 气动力变化历程

Fig. 10 Changing course between aerodynamic forces and x distance

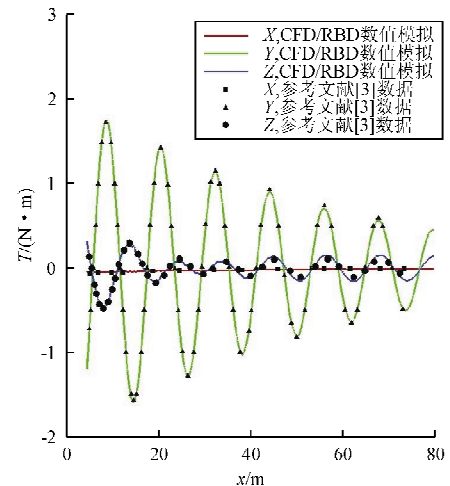


图 11 气动力矩变化历程

Fig. 11 Changing course between aerodynamic moments and x distance

从图 10~图 11 可以看出:本文计算结果与参考文献的计算结果吻合较好; y 向力和力矩、 z 向力和力矩曲线都有相同的变化趋势; x 方向力的振幅逐渐减缓,力矩随着转速的下降在减小。

3 结 论

(1) 本文发展了耦合求解非定常 N-S 方程和刚体动力学方程的方法,运用该方法实现了高转速旋转弹标模的飞行轨迹数值仿真,比较准确地预测了飞行过程中姿态角、空间位置和气动力的变化

历程。

(2) 采用改进的四阶 Adams 预估校正法求解刚体运动方程,减少一次非定常气动载荷的计算,在降低计算时间的同时,轨迹仿真的精度和稳定性都得到了保证。

参考文献

- [1] 李臣明,刘怡昕.尾翼式旋转火箭的弹道散布仿真分析[J].兵工自动化,2012,31(12):1-4.
Li Chenming, Liu Yixin. Simulation and analysis on ballistic dissemination of rocket with empennage[J]. Ordnance Industry Automation, 2012, 31(12): 1-4. (in Chinese)
- [2] 蒋跃文.基于广义网格的CFD方法及其应用[D].西安:西北工业大学,2013.
Jiang Yuewen. CFD method and it's application based on generalized network[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2013. (in Chinese)
- [3] Sahu J. Time-accurate numerical prediction of free flight aerodynamics of a finned projectile[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(5): 946-954.
- [4] Sahu J. Time-accurate computations of free-flight aerodynamics of a spinning projectile with and without flow control[C]. AIAA-2006-6006, 2006.
- [5] Stahl J, Costello M, Sahu J. Projectile aerodynamics coefficient estimation using integrated CFD/RBD and flight control system modeling[J]. AIAA-2009-5715, 2009.
- [6] Luu V T, Plourde F, Grignon C, et al. Toward a CFD/6 DOF coupled model enhancing projectile trajectory prediction[C]. AIAA-2013-24, 2013.
- [7] Costello M, Gatto S, Sahu J. Using CFD/RBD results to generate aerodynamic models for projectile flight simulation [C]. AIAA-2007-20, 2007.
- [8] 高庆丰,夏群力,方蜀州,等.基于非旋弹体坐标系的面对称旋转导弹六自由度弹道模型[J].弹箭与制导学报, 2010, 30(4): 149-152.
- Gao Qingfeng, Xia Qunli, Fang Shuzhou, et al. Six degree-of-freedom trajectory model of plane-symmetry rolling missiles based on non-spinning body coordinate system [J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2010, 30(4): 149-152. (in Chinese)
- [9] 王刚,叶正寅.三维非结构混合网格生成与N-S方程求解[J].航空学报,2003,24(5):385-390.
Wang Gang, Ye Zhengyin. Generation of three dimensional mixed and unstructured grids and its application in solving Navier-Stokes equations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(5): 385-390. (in Chinese)
- [10] Withington J, Shuen J. A time accurate, implicit method for chemically reacting flows at all Mach numbers [R]. AIAA-91-591, 1991.
- [11] Rumsey C L, Sanetrik M D. Efficiency and accuracy of time-accurate turbulent Navier-Stokes computation [R]. AIAA-95-1835, 1995.
- [12] Wang G, Jiang Y, Ye Z. An improved LU-SGS implicit scheme for high Reynolds number flow computations on hybrid unstructured mesh[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(1): 33-41.

作者简介:

索 谦(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器轨迹仿真。

王 刚(1977—),男,副教授。主要研究方向:计算流体力学和流固耦合。

李 仑(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行动力学。

叶正寅(1963—),男,教授,博导。主要研究方向:空气动力学、气动弹性力学。

(编辑:赵毓梅)