

文章编号 :1001 - 2486(2003)04 - 0015 - 05

旋转弹丸空气动力特性数值解法*

王智杰¹, 陈伟芳², 李 洁²

(1. 国防科技大学机电工程与自动化学院 湖南 长沙 410073 2. 国防科技大学航天与材料工程学院 湖南 长沙 410073)

摘 要 :为提高在弹道计算和弹丸设计中弹丸空气动力系数精度,采用隐式 LU 算法求解 N-S 方程并考虑代数湍流模型,在旋转物面边界条件下计算弹丸的阻力、升力、俯仰力矩、滚转阻尼力矩、马格努斯力和力矩。通过对美国 T388 等弹丸的气动力系数计算并与弹道靶试验数据进行比较,以及对某榴弹的气动力计算结果在弹道计算中进行应用分析,表明用数值模拟得到的旋转弹丸空气动力系数好于以前用工程方法给出的结果。

关键词 旋转弹丸; N-S 方程; 弹道计算; 有限体积

中图分类号 :V434 **文献标识码** :A

Numerical Solution of the Aerodynamic Properties of the Rotating Projectiles

WANG Zhi-jie¹, CHEN Wei-fang², LI Jie²

(1. College of Mechatronics Engineering and Automation, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract :To improve the precision of the aerodynamic coefficients of the projectiles during calculating trajectories and designing projectiles, the drag, lift, pitching moment, roll damping moment, Magnus force and moment of the projectiles are computed by solving N-S equations applying an implicit LU scheme, and considering an algebraic turbulence model and the boundary condition for rotating body surface. It is indicated that the aerodynamic coefficients of the rotating projectiles obtained by means of the numerical simulation are better than those previously obtained by means of the engineering estimate by the comparison of the computing results and the experimental results of the T388 shell, and by the ballistic calculations of a certain howitzer projectile using the aerodynamic coefficients obtained with this technique.

Key words :rotating projectile; N-S equation; ballistic calculation; limited volume

在射表编拟和弹道仿真过程中,作用在弹丸上的空气动力和力矩是影响弹道计算精度的重要因素。长期以来这些气动力系数都是使用有限基本解等工程方法获取,计算结果精度不高,并且受弹丸外形的限制,有些气动力数据随马赫数变化规律不对,为弥补这个缺点,就必须增加弹药消耗。随着武器高科技含量的增加和射表编拟方法的改进,工程方法已不再适应弹道计算的要求,而用试验方法获取弹丸气动力数据的成本高、周期长,并且缺乏动态气动力试验手段。

随着计算机速度和容量的增加,用数值方法解决弹道计算中遇到的这个关键问题已经成为可能。国外从上个世纪七八十年代开始用计算机求解 Euler 方程或 N-S 方程,研究出许多成功的算法。目前所用的计算方法可分为两大类:一类是差分法,另一类是有限体积离散法。无论用哪种方法都需要给出边界条件和初值条件,经过时间推进,弹丸的绕流流场由非定常达到定常,就得到所要求的解。本文采用有限体积离散方法,考虑通量分裂,用隐式 LU 算法进行旋转弹丸气动特性求解。

* 收稿日期:2003-03-05
基金项目:国家部委基金资助项目
作者简介:王智杰(1972—),男,工程师,硕士生。

1 弹丸流场数值模拟方法

1.1 控制方程

考虑一个由封闭表面 S 围成的空间体积 Ω , 三维粘性流 N-S 方程可以写成如下的积分形式^[1]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} q d\Omega + \oint_S \mathbf{N} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

\mathbf{N} 为通量向量, 在直角坐标系中可以分解成 $E - E_v$, $F - F_v$ 和 $G - G_v$, 其中 E , F 和 G 表示无粘通量, E_v , F_v 和 G_v 表示粘性通量; \mathbf{n} 表示封闭表面的外法线单位矢量。

1.2 边界条件和初始条件

处理复杂外形绕流的边界条件种类及方法很多, 本文按坐标轴的三个方向分别进行计算, 具体用到以下几类边界条件: 旋转边界条件, 远场边界条件, 粘性边界条件, 周期边界条件, 奇线边界条件, 对称边界条件。初始条件用来流条件。

1.3 控制方程的有限体积离散

用有限体积概念把积分形式的方程(1)离散化^[1]。将计算区分割为一个一个的六面体小单元, 对每个小单元可以把方程(1)写成

$$\frac{d}{dt} (J_{ijk} q_{ijk}) + \sum_{l=1}^6 \mathbf{N}_l \cdot \mathbf{S}_l = 0 \quad (2)$$

式中 i, j, k 表示涉及每个小单元的物理量, J_{ijk} 为小单元的体积, \mathbf{S}_l 分别是小单元六个面的面积, 其方向为沿 i, j, k 法线方向。公式(2)中的第二项可以写成

$$\begin{aligned} \sum_{l=1}^6 \mathbf{N}_l \cdot \mathbf{S}_l = & [(N \cdot S)_{i+1/2, j, k} - (N \cdot S)_{i-1/2, j, k}] + [(N \cdot S)_{i, j+1/2, k} - (N \cdot S)_{i, j-1/2, k}] \\ & + [(N \cdot S)_{i, j, k+1/2} - (N \cdot S)_{i, j, k-1/2}] \end{aligned} \quad (3)$$

其中

$$(N \cdot S)_{i+1/2, j, k} = [(N_x)_{i+1/2, j, k} (S_x)_{i+1/2, j, k} + (N_y)_{i+1/2, j, k} (S_y)_{i+1/2, j, k} + (N_z)_{i+1/2, j, k} (S_z)_{i+1/2, j, k}] \quad (4)$$

这样有限体积离散就在直角坐标网格中简化成中心差分格式, 只要网格足够平滑, 这个离散就具有二阶精度。

1.4 人工粘性项

为了减少奇偶点失去联系的趋势和防止激波与驻点附近出现震荡, 必须在有限体积方法中加入人工粘性项, 因此要在方程(2)中加入^[1]

$$\frac{d}{dt} (J_{ijk} q_{ijk}) + \sum_{l=1}^6 \mathbf{N}_l \cdot \mathbf{S}_l - D_{ijk} q_{ijk} = 0 \quad (5)$$

式中 D_{ijk} 为耗散算符。

1.5 隐式 LU 算法简介

经有限体积离散后, 方程(5)可以写成

$$\begin{aligned} \Delta (J_{ijk} q_{ijk}) / \Delta t + & [(N \cdot S)_{i+1/2, j, k} - (N \cdot S)_{i-1/2, j, k}] + [(N \cdot S)_{i, j+1/2, k} - (N \cdot S)_{i, j-1/2, k}] \\ & + [(N \cdot S)_{i, j, k+1/2} - (N \cdot S)_{i, j, k-1/2}] - D_{ijk} q_{ijk} = 0 \end{aligned} \quad (6)$$

这是一组关于变量 q 的代数方程组, 用迭代法对其求解, 首先取未扰动流场变量 q 的值作为初值, 在迭代过程中方程(6)的右端不为零, 残差 R 为

$$\begin{aligned} R = & \Delta (J_{ijk} q_{ijk}) / \Delta t + [(N \cdot S)_{i+1/2, j, k} - (N \cdot S)_{i-1/2, j, k}] \\ & + [(N \cdot S)_{i, j+1/2, k} - (N \cdot S)_{i, j-1/2, k}] + [(N \cdot S)_{i, j, k+1/2} - (N \cdot S)_{i, j, k-1/2}] - D_{ijk} q_{ijk} \end{aligned} \quad (7)$$

经过若干次迭代后, 只要 R 在一定精度要求下趋近于零, 这时的 $q_{i, j, k}$ 值就是所要求的定常解。

迭代方程为^[3, 4]

$$\left(\frac{\partial R}{\partial q}\right)^n \delta q^n + R^n = 0 \quad (8)$$

$\left(\frac{\partial R}{\partial q}\right)^n$ 是 n 次迭代的 Jacobian 矩阵, 计算实践证明, 只需考虑无粘通量的 Jacobian 矩阵, 迭代便可以收敛, 为了计算稳定, 通常采用通量分裂方法:

$$A^\pm = \frac{1}{2}(A \pm r_a \mathbf{I}), \quad B^\pm = \frac{1}{2}(B \pm r_b \mathbf{I}), \quad C^\pm = \frac{1}{2}(C \pm r_c \mathbf{I}) \quad (9)$$

式中 A, B, C 是关于 E, F, G 的 Jacobian 矩阵, r_a, r_b, r_c 分别是矩阵 A, B 和 C 的最大特征值。在 $(i+1, j, k)$ 和 (i, j, k) 两个六面体交界面上的 $A_{i+1/2, j, k}$ 按下式计算:

$$A_{i+1/2, j, k} = \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial q} [(E_{i+1, j, k} + E_{i, j, k}) \chi (S_x)_{i+1/2, j, k} + (F_{i+1, j, k} + F_{i, j, k}) \chi (S_y)_{i+1/2, j, k} + (G_{i+1, j, k} + G_{i, j, k}) \chi (S_z)_{i+1/2, j, k}] \quad (10)$$

其余五个面上的 A, B, C 用同样方法计算。于是矩阵 A, B, C 分裂成特征值完全为正和特征值完全为负的两个矩阵之和。最后的迭代公式成为

$$[\Delta J_{ijk} q_{ijk}] / \Delta t \mathbf{I} + (A_{i, j, k}^+ - A_{i-1, j, k}^+) + (A_{i+1, j, k}^- - A_{i, j, k}^-) + (B_{i, j, k}^+ - B_{i, j-1, k}^+) + (B_{i, j+1, k}^- - B_{i, j, k}^-) + (C_{i, j, k}^+ - C_{i, j, k-1}^+) + (C_{i, j, k+1}^- - C_{i, j, k}^-) \delta q = -R \quad (11)$$

上式经整理后成为:

$$[\Delta J_{ijk} q_{ijk}] / \Delta t \mathbf{I} + (r_a + r_b + r_c) \mathbf{I} + (A_{i+1, j, k}^- + B_{i, j+1, k}^- + C_{i, j, k+1}^-) - (A_{i-1, j, k}^+ + B_{i, j-1, k}^+ + C_{i, j, k-1}^+) \delta q = -R \quad (12)$$

令算符

$$\begin{cases} L = [\Delta J_{ijk} q_{ijk}] / \Delta t + r_a + r_b + r_c \\ D = [\Delta J_{ijk} q_{ijk}] / \Delta t + r_a + r_b + r_c \\ U = [\Delta J_{ijk} q_{ijk}] / \Delta t + r_a + r_b + r_c \end{cases} \begin{cases} - (A_{i-1, j, k}^+ + B_{i, j-1, k}^+ + C_{i, j, k-1}^+) \\ \\ + (A_{i+1, j, k}^- + B_{i, j+1, k}^- + C_{i, j, k+1}^-) \end{cases} \quad (13)$$

迭代方程可以近似表示成

$$(LD^{-1}U)\delta q = -R \quad (14)$$

L 是下三角矩阵, U 是上三角矩阵。

1.6 湍流模型

弹丸前面装有引信, 其表面的边界层很快就转为湍流边界层, 因此在计算中必须采用适当的湍流模型。本文采用文献 [5] 提出的代数湍流模型。

考虑攻角超过 6° 时弹丸背风面产生横向分离, 计算时对代数湍流模型做了些修正, 详细情况见文献 [6]。

2 空间网格生成

旋转弹丸外形是如图 1 所示的旋转体, 计算涉及弹丸的整个绕流流场, 实际计算认为在离弹丸 18 倍弹径以外气流不受弹丸干扰。本文的网格生成方法有代数法和求解椭圆方程法, 其中卵形部采用椭圆方程法生成网格, 其他部分采用代数法生成网格。图 2 显示了弹丸的三维空间网格。

3 计算结果和分析

为了验证计算方法的有效性, 研究过程中对美国有试验结果的几种弹丸进行了计算, 并把计算结果与试验值进行对比。T388、XM380E5 和 M549 等弹丸气动特性数值计算结果与试验结果的符合程度是相似的, 下面以 T388 弹丸为例进行分析。

3.1 T388 旋转弹丸的计算

T388 弹丸是美军的一种低阻力榴弹炮弹丸, 美国弹道研究所对该弹丸做过大量的弹道靶实验, 有比较完整的实验数据^[8]。对 T388 弹丸, 本文用两套网格计算, 一套是含有尾流区的网格, 另一套是不含

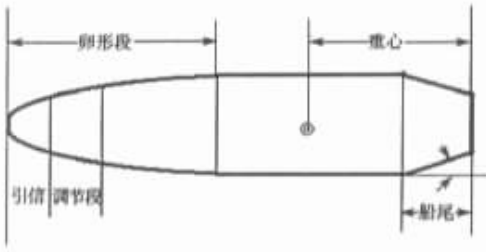


图 1 旋转弹丸外形
Fig.1 Shape of the rotating projectile

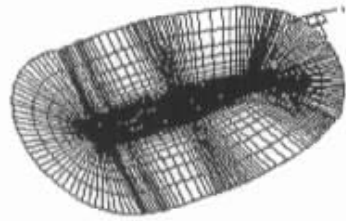


图 2 弹丸网格
Fig.2 Grid of the projectile

尾流区的网格。图 3 是该弹丸的阻力特性,从图中可以看出,计算结果与试验结果吻合得较好。图 4 是升力特性,超音速段的计算结果好于亚音速段的结果。图 5 是弹丸俯仰力矩特性,在跨音速段误差较大,这主要是由于跨音速段激波波系复杂,激波位置不易模拟准确。图 6 是该弹丸的马格努斯力结果,从图中可知,试验结果散布较大,计算结果大部分位于散布带之内。图 7 是马格努斯力矩结果,不考虑尾流区影响的结果和试验结果符合得更好些。弹道计算中用到的俯仰阻尼是用定常锥运动进行数值求解的,计算结果与试验值符合得较好。

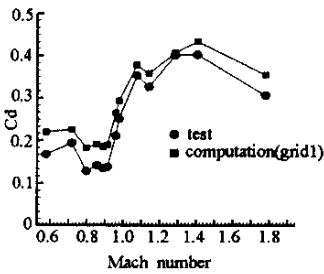


图 3 T388 弹丸阻力特性
Fig.3 T388's drag

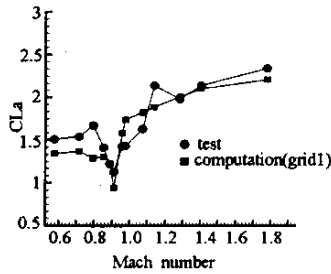


图 4 T388 弹丸升力特性
Fig.4 T388's lift

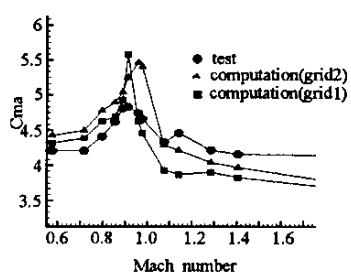


图 5 T388 弹丸俯仰力矩特性
Fig.5 T388's pitching moment

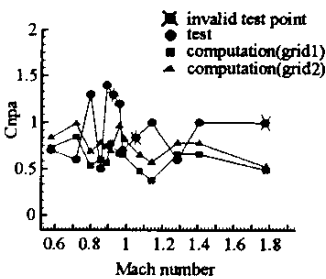


图 6 T388 弹丸马格努斯力特性
Fig.6 T388's Magnus force

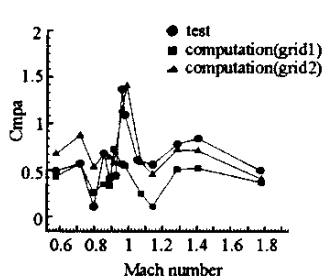


图 7 T388 弹丸马格努斯力矩特性
Fig.7 T388's Magnus moment

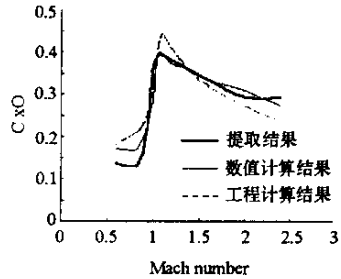


图 8 某榴弹零阻系数
Fig.8 Some howitzer's drag

3.2 在弹道计算中的应用

用上述数值方法计算某榴弹的空气动力特性,并代入弹道方程进行落点检查,得出落点数据的符合结果。图 8 给出通过多普勒测速雷达数据提取的该弹丸自身零阻系数、本文计算的零阻系数以及用工程方法计算的零阻系数的比较。从图中可以看出除亚音速飞行段外,本文计算的弹丸零阻系数结果与提取的数据十分吻合,而用工程方法计算的零阻系数结果与提取的数据相差较远。亚音速飞行马赫数提取数

据由于飞行弹道弯曲而存在一定的误差,计算结果收敛性也较差,这种比较可信度较低。

利用本方法所得气动系数进行弹道计算,所得落点数据接近试验实测落点值,射程相对误差最大为 0.84%,偏流相对误差最大为 2.3%,而且对不同的射角误差均匀,对于大射角也没出现大误差。对其进行符合计算,不同射角的阻力符合系数在 0.99 和 1.02 之间,力矩符合系数在 0.95 和 1.06 之间,符合系数在 1 的两侧。而用工程方法得到的气动力进行弹道计算,这些符合系数分别在 0.91 和 1.01、0.70 和 0.93 之间。显然用数值方法给出的弹丸气动力数据比用工程方法给出的气动力数据计算效果要好得多。

4 结论

本文用有限体积离散和隐式 LU 算法求解 N-S 方程计算弹丸的粘性绕流流场,计算中使用代数湍流模型并考虑弹丸旋转时的边界条件。文中对美国 T388 弹丸气动力计算结果进行了比较分析,对某榴弹进行气动力求解并计算弹道,在研究过程中还对其他弹丸进行了大量的计算验证工作。用本文所提数值方法得到的气动力系数较工程方法在精度上有了较大的提高。本研究成果可用于计算各种旋转稳定弹丸阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数、滚转阻尼力矩系数、马格努斯力系数和马格努斯力矩系数(对弹丸的俯仰阻尼力矩系数用弹丸的锥运动方法计算),可以为射表编拟、弹道仿真和弹丸设计提供精确的旋转稳定弹丸空气动力特性数据。

参考文献:

- [1] Agarwal R K, Deese J E. Transonic Wing-body Calculations Using Euler Equations[C]. AIAA - 83 - 0501, 1983.
- [2] Chen J P, Ghosh A R, Sreenivas K, Whitfield D L. Comparison of Computations Using Navier-Stokes Equations in Rotating and Fixed Coordinates for Flow through Turbomachinery[C]. AIAA - 97 - 0878, 1997.
- [3] Rieger H, Jamson A. Solution of Steady Three-dimensional Compressible Euler and Navier-Stokes Equations by an Implicit LU Schem[C]. AIAA - 88 - 619, 1988.
- [4] Jameson A, Yoon S. LU Implicit Schemes with Multiple Grids for Euler Equations[C]. AIAA - 86 - 105, 1986.
- [5] Baldwin B S, Lomax H. Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow[C]. AIAA - 78 - 257, 1978.
- [6] Paul Weinacht, Bernard Guidos J, Walter Sturek B, Betty Ann Hlides. PNS Computations for Spinning Shell at Moderate Angles of Attack and for Long L/D Finned Projectile[C]. ADA169531, 1986.
- [7] Steger J L, Nietubicz C J, Heavey K R. A General Curvilinear Grid Generation Program for Projectile Configurations[R]. ADA107334, October 1981.
- [8] Karolyn Krlal S, Leonard Macallter C. Aerodynamic Properties of a Family of Shell of Similar Shape - 105mm XM380E5, XM380E6, T388 and 155mm T387[R]. AD866610, February 1970.
- [9] Charles Nietubicz J and Klaus Opalka O. Supersonic Wind Tunnel Measurements of Static and Magnus Aerodynamic Coefficients for Projectile Shapes With Tangent and Secant Ogive Nose[R]. ADA083297, February 1980.
- [10] Sturek W B, et al. Computations of Magnus Effects for a Yawed, Spinning Body of Revolution[C]. AIAA Journal, 1978, 16(7).

