

【武器装备】

双模制导航弹静稳定性数值分析

谢志学¹, 乐贵高², 张洪³

(南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094)

摘要:采用二阶 Roe 格式求解三维 N-S 方程, 根据航弹雷诺数较高、计算网格不规则的特点, 选用 Spalart-Allmaras 代数模型。首先, 对卫星制导航弹绕流流场进行大量数值模拟, 与风洞吹风试验数据对比, 验证了数值方法的有效性。在此基础上对双模制导航弹在不同的攻角和不同来流速度以及不同舵偏角下的绕流流动进行数值模拟, 对航弹的升阻特性、纵向静稳定性进行了详细分析, 获取的气动参数分布规律对此类双模制导航弹气动布局设计具有一定的参考价值。

关键词:制导航弹; 气动布局; 计算流体力学; 数值模拟; 气动特性

中图分类号: TJ412⁺8

文献标识码: A

文章编号: 1006-0707(2011)02-0005-03

Numerical Analysis of Static Stability for Bi-module Guidance Bomb

XIE Zhi-xue¹, LE Gui-gao², ZHANG Hong³

(College of Mechanical Engineering, Nanjing University of Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Adopting two-order Roe format to solve three-dimensional Navier-Stokes equation, according to the characteristic of being higher in Reynold's number and anomalous in computing grid, it was selected to the Spalart-Allmaras algebra model. In the paper, firstly it made lots of numerical simulation for streaming around flow field of satellite guidance bomb, and then compared with the experimental data of wind tunnel test, and it verified the effectiveness of numerical method. Based on the above, it made the numerical simulation for bi-module guidance bomb under the condition of streaming around flow field at different attack angle and flow rate as well as rudder drift angle, and analyzed the rising resistance characteristic and vertical static stability in detail. From obtained regularities of distribution in pneumatic parameter, it can be seen that it a certain reference value for design of this kind of bi-module guidance bomb in overall pneumatic arrangement.

Key words: guidance bomb; pneumatic arrangement; computing hydrodynamics; numerical simulation; pneumatic characteristic

采用单一制导模式导引头的制导航弹捕获目标的信息量十分有限, 已越来越难以适应现代化战争的需要, 精确打击面临着前所未有的严峻挑战。而应用双(多)模复合制导技术的制导航弹在整个飞行过程中, 多种传感器同时或按照一定程序交替工作, 充分发挥各传感器的优势, 互补不足, 同时可以获取目标更多的声、光、电、磁等特征信息, 使武器系统反隐身、抗干扰、目标识别能力及恶劣战场环境下的作战效能和系统的生存能力得到有效提高。而无动力制导航空炸弹对气动特性有一定要求, 即需保证适当的静稳定度, 且

δ_z 和 α_{max} 要合理配置以利于对航弹的飞行控制^[1]。因此, 对制导航弹纵向静稳定性展开研究显得十分必要。

本文选用适合进行空气动力计算的 Spalart-Allmaras 湍流模型对单模卫星制导航弹绕流流场进行数值模拟, 并通过与风洞试验数据的对比, 验证了数值计算结果的有效性和模拟方法的可靠性。在此基础上, 对设计方案中的双模制导航弹进行绕流流场数值模拟, 着重研究其“纵向静稳定性”变化规律和获取相关的气动力参数, 以便为航弹制导律的计算等工程设计提供一定的技术性支持。

收稿日期: 2010-11-09

基金项目: 国防科学基础研究基金资助项目

作者简介: 谢志学(1982—), 男, 硕士, 主要从事计算流体力学研究。

1 数值方法

以三维 Navier-Stokes 方程为基础,用有限体积法对控制方程进行离散,采用基于密度的耦合显式解算方法进行求解,并应用多重网格技术加速收敛。

1.1 基本方程

对湍流和层流采用普遍遵循的 Navier-Stokes 方程的向量形式^[2]:

连续方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

动量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial P}{\partial t} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

能量方程:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho H) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j H) = \frac{\partial P}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(u_i \tau_{ij} - q_j) \quad (3)$$

对连续方程和动量方程进行雷诺平均,得到雷诺平均的 N-S 方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (4)$$

$$\rho \frac{Du_i}{Dt} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho u'_i u'_j) \quad (5)$$

1.2 Spalart-Allmaras 湍流模型

Spalart-Allmaras 模型是一个相对简单的单方程模型,只需求解一个有关涡粘性的输送方程,而不必计算与当地剪切厚度相关的长度尺寸,在壁面附近无需非常精细的计算网格,只需与代数模型相当的网格即可,因此计算量相对较小。该湍流模型比较适合于具有壁面限制的流动问题,对有逆压梯度的边界层问题能够得出很好的计算结果,是为涉及壁面约束流动的航空领域应用而特别设计的,常常用于求解空气动力学问题,例如对飞行器、翼型等绕流流场的分析^[14]。此外,飞行器绕流大多是高雷诺数下的流动,而 Spalart-Allmaras 模型则是目前求解高雷诺数流动问题比较成功的湍流模型之一。下面对该模型的湍流输送方程作简要说明。

输送方程:

$$\rho \frac{D\bar{v}}{Dt} = G_v + \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \bar{v}) \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (6)$$

其中湍流粘性系数的计算公式为:

$$\mu = \rho \bar{v} f_{v1} \quad (7)$$

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \chi \equiv \frac{\bar{v}}{v} \quad (8)$$

湍流结果计算公式为:

$$G_v = G_{b1} \rho \bar{S} \bar{v} \quad (9)$$

$$\bar{S} = S + \frac{\bar{v}}{k^2 d^2} f_{v2} f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (10)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \mu_j}{\partial x_i} - \frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} \right) \quad (11)$$

$$S = |\Omega_{ij}| + C_{\omega 1} \min(0, |S_{ij}| - |\Omega_{ij}|) \quad (12)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \mu_j}{\partial x_i} + \frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} \right) \quad (13)$$

湍流的耗散计算公式为:

$$Y_v = C_{\omega 1} \rho f_{\omega} \left(\frac{\bar{v}}{d} \right)^2 \quad (14)$$

$$f_{\omega} = g \left[\frac{1 + C_{\omega 3}^6}{g^6 + C_{\omega 3}^6} \right]^{1/6}, g = r + C_{\omega 2} (r^6 - r) \quad (15)$$

$$r = \frac{\bar{v}}{S k^2 d^2} \quad (16)$$

其中 $C_{b1}, C_{b2}, C_{v1}, \delta_v, C_{\omega 1}, C_{\omega 2}, C_{\omega 3}, k$ 为模型中的常数,经验值为: $C_{b1} = 0.1335, C_{b2} = 0.622, C_{v1} = 7.1, \delta_v = 2/3, C_{\omega 1} = 2.0, C_{\omega 2} = 0.3, C_{\omega 3} = 2.0, k = 0.4$ 。

1.3 控制方程离散格式与边界条件

在控制体积上积分控制方程、在控制体节点上产生离散的方程,是有限体积法的核心步骤之一。本文为保证航弹绕流数值计算结果具有足够的精度,采用具有优秀的间断分辨率和粘性分辨率的二阶 Roe 迎风格式。

本文对制导航弹绕流场进行数值模拟时,将流场计算区域的边界条件设置为:

1) 压力远场边界条件:针对本文涉及的高速可压流动问题,设置压力远场边界条件用以指定无穷远处来流的马赫数、压力、温度等参数。

2) 固壁边界条件(Wall):选取航弹弹体表面为固壁边界条件,壁面流动无滑移: $u = 0, v = 0, w = 0$, 绝热壁面条件: $dT/dn = 0, n$ 为壁面法向。

2 双模制导航弹纵向静稳定性数值分析

航弹的纵向静稳定性与其飞行性能密切相关,对于不带动力装置制导航空炸弹的设计,要求静稳定度不能太低(一般要求 3% ~ 8%),而且 δ_z, α_{bal} 要合理配置,以利于对航弹的飞行控制。按照预定的设计方案,在加装弹头天线罩后随着弹头形状及弹长的改变以及双模制导体制下弹头内部导引元器件的调整会导致航弹质心的变化,必然会导致航弹气动特性发生一定的变化,因此天线罩的增加及制导模式的调整对整个航弹的纵向静稳定性的影响是我们必须要关注的。

在 CFD 软件前处理器中直接生成单模卫星制导航弹三维物理模型,由于外形结构较为复杂因此,对航弹进行非结构网格划分。航弹的升力主要由弹翼产生,因此在划分网格时对弹翼及尾舵部分进行局部加密,其余地方网格适度稀疏,网格数量约 200 万。航弹模型见图 1,航弹表面网格分布如图 2 所示。



图 1 卫星制导航弹模型(Model A)

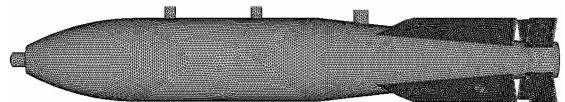


图 2 制导航弹表面网格分布

依照同样方法在前处理器生成预定设计方案中的航弹天线罩,运用“布尔”运算使其与单模航弹组合即得到“双模制导航弹”(如图3,4所示)。由于模型的改变仅在于弹头形状及全弹长度,而参考长度、特征面积则不变;计算收敛判断依据与上述单模制导航弹数值模拟相同。



图3 双模制导航弹模型(Model B)



图4 航弹表面网格分布

以下是模拟工况及主要参数:来流马赫数为0.6,0.8,0.9;尾舵偏角为 $0^\circ, -5^\circ, -10^\circ, -15^\circ$;攻角为 $-4^\circ, -2^\circ, 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ, 10^\circ, 12^\circ$;弹长 $L_B = 1.362$ (无量纲);弹径 $D = 0.190$ (无量纲);特征面积 $S = 0.02835$ (无量纲);参考长度 $L = 0.190$ (无量纲);航弹质心 $\bar{X}_g = 35.47\%$ 。

以下为部分单、双模制导航弹“纵向静稳定性”计算结果,比较曲线与分析见图5~9。

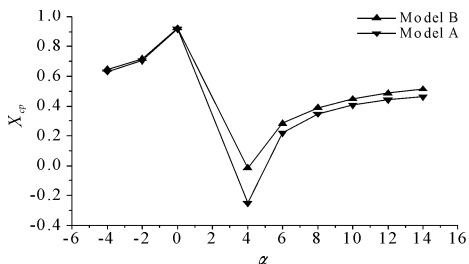


图5 $\delta = 5^\circ, Ma = 0.9, X_{cp} - \alpha$ 曲线

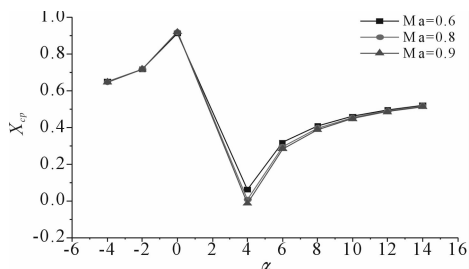


图6 $\delta = -5^\circ, X_{cp} - \alpha$ 曲线

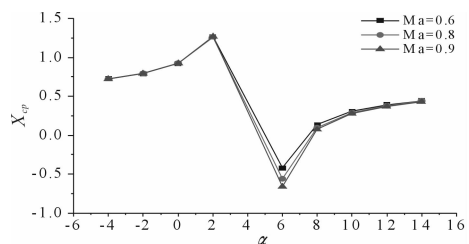


图7 $\delta = -10^\circ, X_{cp} - \alpha$ 曲线

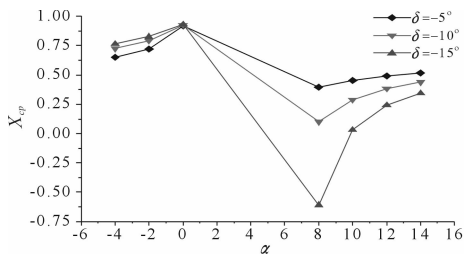


图8 $Ma = 0.8, X_{cp} - \alpha$ 曲线

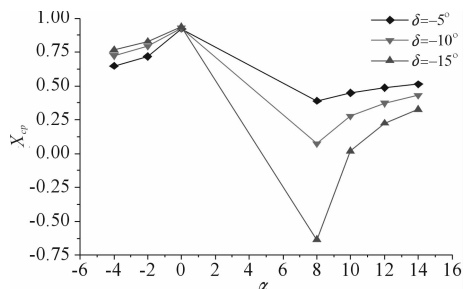


图9 $Ma = 0.9, X_{cp} - \alpha$ 曲线

3 结果分析

1) 根据卫星制导航弹数值计算结果与风洞实验数据的广泛对比,确认了数值模拟方法的有效性和计算结果的可靠性,可依照此方法对后续的制导航弹进行空气动力分析和获取相关气动参数。

2) 预定方案中的双模制导航弹的压力中心均向弹尾方向发生了偏移,即纵向静稳定性好于卫星制导航弹。

3) 航弹压力中心系数随来流马赫数的增大而减小,因此必须适度限制航弹飞行速度。

4) 对于双模制导航弹,小攻角区域内压心系数随舵偏角增大而增大,而大攻角区域内则随舵偏角的增大而大幅度减小。

参考文献:

- [1] 约翰·D·安德森. 计算流体力学基础及其应用[M]. 北京:机械工业出版社,2007.
- [2] 王福军. 计算流体动力学分析—CFD软件原理与应用[N]. 北京:清华大学出版社,2004.
- [3] 李人宪. 有限体积法基础[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [4] Mavriplis D J, Levy D W. Transonic Drag Prediction Using an Unstructured Multigrid Solver[C]// Tech. Rep. AIAA-2002-0838. [S. l.]: [s. n.], 2002.
- [5] Cebeci T. Turbulence Models and Their Application, Horizons Pub [M]. Heidelberg: Long Beach Calif And Springer, 2003.
- [6] Cebeci T. Analysis of Turbulence Flows. Elsevier [M]. London: [s. n.], 2003.
- [7] 吴甲生,雷娟棉. 制导兵器气动布局与气动特性[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [8] 雷娟棉. 弹箭复杂流动数值模拟与特殊气动问题研究[D]. 北京:北京理工大学,2001.