* 1

多翼空空导弹复杂流场气动力计算

郑秋亚[1,4]， 杨尊袍[2]， 刘国俊[3]

(1.西安电子科技大学 理学院，陕西 西安 710071;2.空军工程大学 理学院，陕西 西安 710051;3.中国航空计算技术研究所，陕西 西安 710068;4.长安大学 理学院，陕西 西安 710064)

摘 要:为了高精度地确定导弹的气动力参数,为导弹合理的气动布局提供理论依据,对绕某外形多翼空一空导弹全弹体三维绕流流场进行了雷诺平均 Navier—Stokes 方程数值模拟,为了使方程封闭采用了 Spalart—Allmaras 一方程湍流模型,计算方法为 Jameson 的有限体积多步 Runge—Kutta 时间推进法和空间中心差分耦合人工粘性项,使用分区技术,通过求解椭圆型偏微分方程方法生成了连续拼接式多块结构化网格,在超音速带有攻角和有滚转角或无滚转角的条件下,获得了导弹弹体、舵翼和副翼上的气动力和力矩,计算结果与实验数据以及其它程序的计算结果吻合较好。结果表明:文中算法可用于真实复杂外形导弹、复杂流态下的气动力计算。

关键词:雷诺平均 Navier—Stokes 方程;湍流模型;有限体积方法

DOI:10.3969/j.issn.1009—3516.2009.04.001

中图分类号: V211.3　　**文献标识码**:A　　**文章编号**:1009—3516(2009)04—0001—05

随着导弹技术的发展,打击空中目标的战术导弹需要高的飞行速度和高的命中精度,为提高导弹的机动性,要求高精度确定其气动参数。确定导弹气动力参数的一种方法是试验方法,但试验方法具有一定的局限性;另一种方法是借助于 CFD 技术求解 Navier—Stokes(N—S)方程。国外在 20 世纪 90 年代之后,已经通过数值求解 Euler/N—S 方程[1-2]解决了一些试验难以解决的问题。国内近几年在这方面也有一些研究。黄贤禄[3]等用改进的 Jameson 格式,Baldwin—Lomax(B—L)代数湍流模型对绕多翼导弹标模流场进行了粘流计算;曹从咏[4]等用有限体积 TVD 格式,$k-\varepsilon$湍流模型,在超音速大攻角条件下,对火箭导弹三维绕流与喷流干扰流动进行了数值模拟。B—L 代数湍流模型具有计算量小,不考虑边界层厚度的优点,但是,当流动出现明显分离时,B—L 模型模拟的结果与实验值差异较大; $k-\varepsilon$两方程模型对于工程实际中复杂外形的流场,其模拟难度较大;Spalart—Allmaras(S—A)一方程湍流模型[5]较 $k-\varepsilon$两方程模型简单,计算量小,且具有良好的鲁棒性和数值收敛性。本文选用 RANS 方程耦合 S—A 方程湍流模型,用求解椭圆型偏微分方程方法生成 3 套不同密度的连续拼接多块结构化网格,并通过网格加密技术[6-7]选择出适当规模和分布的本文最终计算网格;用 Jameson[8]有限体积中心+人工粘性格式,对带舵、副翼某型号空一空导弹全弹体三维绕流流场进行了带攻角和滚转角的 RANS 方程计算,为缩短计算时间,采用了多重网格方法[9]和并行计算技术,与 CAEMENS[10]软件的计算结果进行对比。

1 控制方程和计算方法

1.1 控制方程

求解的控制方程是时间相关的三维守恒型雷诺平均 Navier—Stokes 方程,其积分形式为:

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_{\Omega}\boldsymbol{W}\mathrm{d}\Omega+\oint_{\partial\Omega}\boldsymbol{F}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}s=\oint_{\partial\Omega}\boldsymbol{F}_{v}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}s \tag{1}$$

* **收稿日期**:2008—07—10
基金项目:航空科学基金资助项目(01A31002)
作者简介:郑秋亚(1964—),女,陕西乾县人,高级工程师,博士生,主要从事计算流体力学数值计算研究.
E—mail:muzizh_2006@126.com

式中：

$$\boldsymbol{W}=\begin{bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho w\\ e\end{bmatrix};\boldsymbol{F}=\begin{bmatrix}\rho u & \rho v & \rho w\\ \rho u^2+p & \rho v u & \rho w u\\ \rho u v & \rho v^2+p & \rho w v\\ \rho u w & \rho v w & \rho w^2+p\\ u(e+p) & v(e+p) & w(e+p)\end{bmatrix};\boldsymbol{F}_v=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0\\ \tau_{xx} & \tau_{yx} & \tau_{zx}\\ \tau_{xy} & \tau_{yy} & \tau_{zy}\\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zz}\\ (\tau U)_x-q_x & (\tau U)_y-q_y & (\tau U)_z-q_z\end{bmatrix} \tag{2}$$

Ω为边界面为$\partial\Omega$的控制体积；ρ为密度；v 为流场速度；e 为单位体积的总能量；τ为剪切应力张量，$\boldsymbol{q}$ 为热通向量。

1.2 湍流模型

湍流模型为 S－A 一方程湍流模型[5]。S－A 一方程湍流模型的转换方程为：

$$\frac{D\tilde{v}}{Dt}=\frac{1}{\sigma}[\nabla\cdot((v+\tilde{v})\nabla\tilde{v})+C_{b2}(\nabla\tilde{v})^2]+C_{b1}(1-f_{v2})\tilde{S}\tilde{v}-C_{w1}f_w(r)\left(\frac{\tilde{v}}{y^+}\right)^2 \tag{3}$$

尾涡粘性 μ_t 的计算公式为：

$$\mu_t=\rho\tilde{v}f_{v1} \tag{4}$$

方程(3)与主流方程合并，于是求解的包含一方程湍流模型的控制方程形式为：

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\int_\Omega \boldsymbol{W}\mathrm{d}\Omega+\oint_{\partial\Omega}\boldsymbol{F}\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}s=\oint_{\partial\Omega}\boldsymbol{F}_v\cdot\boldsymbol{n}\mathrm{d}s+\int_\Omega S\mathrm{d}\Omega \tag{5}$$

1.3 数值计算方法

用 Jameson[8] 有限体积中心＋人工粘性格式。首先对积分形式的方程组(5)进行有限体积空间离散得：

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(\Omega_{i,j,k}W_{i,j,k})+Q_{c,i,j,k}-Q_{v,i,j,k}-\Omega_{i,j,k}S_{i,j,k}=0 \tag{6}$$

式中：$\Omega_{i,j,k}$ 为单元体积；$Q_{c,i,j,k}$、$Q_{v,i,j,k}$ 分别是流出单元的对流和耗散矢通量；$\Omega_{i,j,k}S_{i,j,k}$为源项。且：

$$Q_{c,i,j,k}=\sum_{n_s=1}^{6}\boldsymbol{F}_{n_s}\cdot\mathrm{d}\boldsymbol{S}_{n_s};Q_{v,i,j,k}=\sum_{n_s=1}^{6}\boldsymbol{F}_{vn_s}\cdot\mathrm{d}\boldsymbol{S}_{n_s}$$

把空间离散后的方程(6)改写为：

$$\frac{\mathrm{d}W_{i,j,k}}{\mathrm{d}t}+R_{i,j,k}(W)=0 \tag{7}$$

式中 $R_{i,j,k}$ 为余量且：

$$R_{i,j,k}=\frac{1}{\Omega_{i,j,k}}Q_{c,i,j,k}-Q_{v,i,j,k}-D_{i,j,k})-S_{i,j,k}$$

式中 $D_{i,j,k}$为引入的自适应 2 阶加 4 阶人工粘性项。

对空间离散后的常微分方程(7)分别采用 5 步龙格库塔方法进行时间推进，为了加速定常问题的收敛速度，采用了多重网格[9]并行计算技术。

2 气动力计算

2.1 滚转角 $\phi\neq0$ 的处理

对于滚转角 $\phi\neq0$ 的处理原则上可以有 2 种处理方法：修改自由来流和旋转网格坐标。本文使用旋转网格坐标方法，图 1 是本文计算坐标系 O_{xyz} 下滚转角 ϕ 的定义(图 1 中 x 轴指向外)。

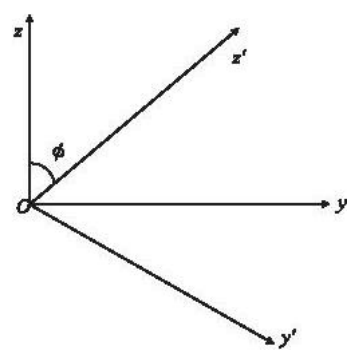

图 1 计算坐标系下滚转角定义

Fig. 1 Definition of angle of roll in computational coordinate system

设已在导弹体坐标系 $O_{x'y'z'}$下生成了计算网格，$O_{x'y'z'}$中的坐标$(x'y'z')$经过旋转后，在计算坐标系 O_{xyz}下的坐标(x,y,z)为：

$$\begin{cases}x=x'\\ y=y'\cos\phi+z'\sin\phi\\ z=-y'\sin\phi+z'\cos\phi\end{cases} \tag{8}$$

假若 $\boldsymbol{F}=(F_x,F_y,F_z)$表示计算坐标系下所求出的力或力矩向量，则对应于导弹体轴系的力或力矩 F'_x、F'_y、F'_z 分别为：

$$\begin{cases} F'_x = F_x \\ F'_y = F_y \cos\phi - F_z \sin\phi \\ F'_z = F_y \sin\phi + F_z \cos\phi \end{cases} \tag{9}$$

2.2　压心

飞行器或其部件的压心定义为飞行器或其部件的气动力合力的作用点。

设某飞行器或其部件的气动力合力为 $\boldsymbol{F}=(X,Y,Z)$,其合力的作用点为 x_0,y_0,z_0,则过点(x_0,y_0,z_0)合力的力矩为:

$$\boldsymbol{M}=\begin{vmatrix} \boldsymbol{i} & \boldsymbol{j} & \boldsymbol{k} \\ x_0 & y_0 & z_0 \\ X & Y & Z \end{vmatrix} \quad 即 \quad \begin{cases} M_x = -Yz_0 + Zy_0 \\ M_y = -Zx_0 + Xz_0 \\ M_z = -Xy_0 + Yx_0 \end{cases} \tag{10}$$

方程(10)为求压心的基本公式。由于采用方程(10)求 x_0,y_0,z_0 的线性代数方程组的行列式为零,因此在给定合力、力矩条件下不可能完全确定 x_0,y_0,z_0。但是,利用式(10)在假定已知压心的某些分量时,可求另外的分量。

若已知点 $x=x_c,z=z_c$处的力矩 M_y,压心 z_0,由力矩 M_y 的定义得求压心 x_0 的公式为:

$$x_0 = -(M_y - x_c Z - z_0 X + z_c X)/Z$$

2.3　铰链力矩

铰链力矩是作用在飞行器操纵面上的气动力绕铰链轴的力矩。使操纵面产生正向偏转的力矩为正。由理论力学中对点之矩和对轴之矩的关系定理(力对任意轴的矩等于力对轴上任一点的矩在该轴上的投影)可求得铰链力矩。

设 $h\cos x$、$h\cos y$、$h\cos z$ 为铰链轴的方向余弦,(x_h,y_h,z_h)为铰链轴上某点,操纵面对点(x_h,y_h,z_h)的矩为 $\boldsymbol{M}_h=(M_{hx},M_{hy},M_{hz})$,则铰链力矩为:

$$M_{hm} = M_{hx} h\cos x + M_{hy} h\cos y + M_{hz} h\cos z \tag{11}$$

3　数值计算和结果分析

3.1　计算软件介绍

CAEMENS[10]软件是航空部 CFD 实验室研制的计算软件,使用标准 Jameson 格式耦合 B－L 代数湍流模型,经过了多种标准模型和某型号全机几十个状态的系列考算。

本文计算软件,除具有标准 Jameson 格式外还有其改进格式,时间积分包括:显式方法和隐式方法;湍流模型包括:B－L 代数湍流模型、S－A 一方程湍流模型和两方程湍流模型;具有多重网格加速收敛和并行计算功能,为了与 CAEMENS 计算结果进行对比,本文选用标准 Jameson 格式。

3.2　计算模型和计算网格

计算模型为某型号空空导弹(AAM),其外形和表面网格见图 2。计算网格采用连续拼接式多块 C－O 型结构化网格,为选择适当规模的网格点数和网格分布,使计算结果尽可能不受网格影响,用求解椭圆型偏微分方程方法生成 3 套不同规模的高质量计算网格。用 Roache[6]提出的网格收敛指标理论结合网格密度对流场解的影响[7]分析、选择出弹体上沿流向、周向和径向的网格点点数分别为 161×39×49 的本文最终计算网格。分别对 3 种超音速来流带攻角或滚转角状态 A:$M_\infty=1.2,\alpha=12°,\delta_\xi=0°$;状态 B:$M_\infty=2.0,\alpha=8°,\delta_\xi=0°$ 和状态 C:$M_\infty=2.0,\alpha=8°,\delta_\xi=8°$下的 AAM 绕流流场进行了 RANS 方程耦合 S－A 一方程湍流模型的数值计算,与 CAEMENS 软件的计算结果进行对比,计算中雷诺数 $R_e=0.5\times10^7$。

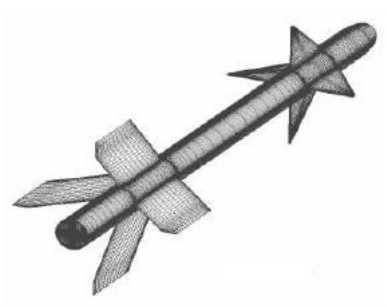

图 2　带舵、副翼空一空导弹体表面网格

Fig. 2　Surface grid of the AAM with rudders and ailerons

3.3　计算结果及分析

表 1、表 2 和表 3 分别给出了弹体、左舵和左翼上 3 种流动状态的气动力计算结果和 CAEMENS 软件计

算结果的对比。本文弹体上的升力和阻力计算结果较 CAEMENS 软件的计算结果偏小,见表 1;左舵和右翼上的力矩系数、压心和铰链力矩系数与 CAEMENS 软件计算结果基本吻合,见表 2、表 3。经与实验数据进行对比分析发现:本文升力、力矩系数、压心和铰链力矩与实验数据误差在 1% 范围之内,CAEMENS 软件由于使用 B—L 代数湍流模型所以阻力较实验数据稍有偏大,本文阻力更接近实验数据。

表 1 弹身上本文升力和阻力计算结果与 CAEMENS 软件计算结果的比较

Tab. 1 Comparison of lift and drag between present computation and CAEMENS

气动力参数	数值方法	计算状态		
		A	*B*	*C*
C_L	本 文	13.512 56	6.295 19	7.082 62
	CAEMENS	13.785 90	6.621 61	7.227 53
C_D	本 文	3.803 94	1.895 65	2.331 38
	CAEMENS	3.913 76	1.978 36	2.393 69

表 2 左舵上本文计算结果与 CAEMENS 软件计算结果的比较

Tab.2 Comparison of computed results of the left rudder between present computation and CAEMENS

计算状态	数值方法	力 矩			压 心			链力矩
		X 分量	*Y* 分量	*Z* 分量	*X* 分量	*Y* 分量	*Z* 分量	
A	本文	1.821 43	−7.190 62	0.099 51	677.829	171.698	0.000	−0.443 72
	CAEMENS	1.949 09	−7.615 70	0.056 47	677.690	173.440	0.000	−0.468 51
B	本文	1.239 97	−3.563 87	−0.250 73	680.518	172.290	0.000	−0.200 44
	CAEMENS	1.241 73	−3.675 34	−0.240 82	679.060	170.390	0.000	−0.201 36
C	本文	1.239 98	−4.980 95	−0.250 73	683.860	170.240	0.000	−0.348 58
	CAEMENS	1.277 22	−5.132 80	−0.071 15	681.310	169.530	0.000	−0.341 34

表 3 左翼上本文计算结果与 CAEMENS 软件计算结果的比较

Tab.3 Comparison of computed results of the left wing between present computation and CAEMENS

计算状态	数值方法	力 矩			压 心		
		X 分量	*Y* 分量	*Z* 分量	*X* 分量	*Y* 分量	*Z* 分量
A	本文	5.339 74	−53.607 00	1.493 40	2 387.240	247.790	0.000
	CAEMENS	5.432 30	−54.892 00	1.431 10	2 389.510	236.470	0.000
B	本文	2.651 39	−26.064 68	−0.656 04	2 424.000	246.580	0.000
	CAEMENS	2.762 42	−27.517 90	−0.800 61	2 421.550	243.090	0.000
C	本文	2.485 30	−24.170 82	−0.590 60	2 429.210	249.780	0.000
	CAEMENS	2.495 19	−24.371 60	−0.705 30	2 426.160	248.390	0.000

4 结束语

本文在超音速带攻角和有或无滚转角条件下,对某型号外形多翼空空导弹弹体、舵翼和副翼上的气动力和力矩进行了数值计算,获得了较好的计算结果,为导弹设计提供了参考数据。

参考文献:

[1] Streit T H. Euler and N—S Solutions for Supersonic Flow around A Complex Missile [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(4): 600—608.

[2] Ekaterinaris J A. Analysis of Flowfields over Missile Configurations at Subsonic Speeds [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(3): 385—391.

[3] 黄贤禄,阎 超,陈 玲. 多翼导弹复杂流场及气动力的数值计算[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(4): 395—398.

HUANG Xianlu, YAN Chao, CHEN Ling. Numerical Analysis of Complex Flowfields around Multi－Wing Missiles and Its Aerodynamic Force Computations [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(4): 395－398. (in Chinese)

[4] 曹从咏,江　坤.复杂外形火箭导弹三维绕流与喷流干扰流场的数值模拟[J].南京理工大学学报,2005, 29(3): 264－266.
CAO Congyong, JIANG Kun. Numerical Simulation of Interactive Flowfield between Jet and External Flow around Rocket/Missile with Complex Shape [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2005, 29(3): 264－266. (in Chinese)

[6] Spalart P R, Allmaras S R. A One－equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows[R]. AIAA 92－0439.

[7] Roache P J. Perspective: A Method for Uniform Reporting of Grid Refinement Studies [J]. Transactions of the ASME: Journal of Fluids Engineering, 1994, 116: 405－413.

[8] 郑秋亚,王宝园.网格密度对流场解的影响[J].航空计算技术,2000, 30(4):13－16.
ZHENG Qiuya, WANG Baoyuan. The Influence of Grid Density to Euler Equation Soluation [J]. Aeronautical Computer Technique, 2000, 30(4): 13－16. (in Chinese)

[9] Jameson A, Schmidt W, Tarhel E. Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge－Kutta Time Stepping Schemes[R]. AIAA 81－1259.

[10] Swanson R C, Turkel E. Multistage Schemes with Multigrid for Euler and Navier－Stokes Equations [R]. NASA－TP－3631. 1997.

[11] Liu Guojun, Wang Baoyuan, Zheng Qiuya. A General Computer Program for Solving Euler/Navier－Stokes Equations－CAEMENS [C]// Proceedings of The Fifth Russian－Chinese Simposium on Aerodynamics and Flight Dynamics. Zhukovsky: Tsagn, 1997: 4－13.

(编辑:田新华)

Aerodynamic Force Computations of Complex Flow－fields around Multi－Wing Air－Air Missiles

ZHENG Qiu－ya[1,4], YANG Zun－pao[2], LIU Guo－jun[3]

(1. Science Institute, Xidian University, Xi′an, 710071 China; 2. Science Institute, Air Force Engineering University, Xi′an 710051; China; 3. Aeronautical Laboratory of Computational Fluid Dynamics, Aeronautics Computing, Xi′an 710068, China; 4. Science School of Changan University, Xi′an 710064, China)

Abstract: To obtain the aerodynamic forces accurately and provide theoretic guide for the design of missile's configurations, a numerical simulation of the flow fields around an actual configuration of air－to－air missiles (AAM) is performed by solving the Reynolds averaged Navier－Stokes equations (RANS). The Spalart－Allmaras (S－A) one equation turbulence model is coupled to close the governing equations. The Jameson's finite volume multistage Rung－Kutta time－stepping scheme and spatial central difference coupled with artificial viscous terms are used in the computation. A patched multi－block structured grid is generated around the complex configuration using the multi－zone technique and elliptic partial differential equations. The simulations are conducted in supersonic flow at different angles of attack. Aerodynamic forces and moments acting on the body, rudders and ailerons of the AAM with or without angle of roll are calculated. These results agree well with the experiment and those using other codes, and they show that the scheme can be adopted in the computations of the complex flow fields around actual configuration of multi－wing missiles.

Key words: Reynolds Averaged Navier－Stokes equations; turbulence model; finite volume method