

# 近空间高超声速弹箭气动数值模拟

梁晓龙, 冯金富, 杨啸天, 刘安

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:**针对近空间高超声速飞行弹箭气动力、气动热问题,采用 Spalart - Allmaras(SA)湍流模型和热完全气体模型,运用时间相关有限体积方法及 AUSM<sup>+</sup>格式对三维非定常可压缩流体 Navier - Stokes 方程进行了数值模拟。再现了超高速条件下弹箭周围的复杂流动现象,得到热流分布规律,为进一步近空间超高速弹箭研究奠定了基础。计算结果表明阻力系数随着攻角的变化显著变大;弹箭尾翼气动加热很严重,弹箭尾翼变大时气动加热量明显增大,在设计弹箭时应引起足够重视。

**关键词:**近空间;高超声速;Spalart- Allmaras 湍流模型 气动参数;AUSM<sup>+</sup>格式

**DOI:**10.3969/j.issn.1009-3516.2009.06.001

**中图分类号:** V411 **文献标识码:** A **文章编号:**1009-3516(2009)06-0001-05

近空间是指高于普通航空器飞行空间,而低于轨道飞行器运行空间的区域。国际上一般将距地面 20 km - 100 km 的空域视为近空间,近空间超高速武器的大量运用将对未来战争产生深刻的影响<sup>[1]</sup>。仿真与验证是近空间装备及其体系研究的重要手段<sup>[2]</sup>,通过建立近空间装备的气动模型、动力学与运动学模型以及作战模型,进行近空间装备及其体系作战的仿真,分析各种参数对近空间装备内部各个系统的影响,评估近空间装备体系的整体作战效能,为近空间装备体系的发展和近空间装备平台的关键技术发展提供依据<sup>[3]</sup>。

本文利用无反应的热完全气体模型及 SA 湍流模型<sup>[4]</sup>对近空间高超声速弹箭气动参数进行了计算模拟,研究表明,无反应的热完全气体模型可以用来模拟高超声速流场的气动加热,文献[5]中采用热完全气体模拟球锥体的绕流流场,计算得到的驻点热流与实验值仅相差 2%。而 SA 湍流模型“可以比较准确地模拟除分离区以外物面的热流分布”<sup>[5]</sup>,因此,本文采用的热完全气体模型 + SA 湍流模型的方法是可行的。

## 1 数学与物理方程

本文选定如下的计算模型和假设:

- 1)连续介质假设。当飞行高度在 80 km 以下时,连续假设成立,因此可以采用连续介质的 Navier - Stokes 方程。
- 2)采用热完全气体、冻结流模型。即考虑气体比热随温度的变化,但不考虑气体组分的化学反应、电离。
- 3)空间离散采用有限体积方法,AUSM<sup>+</sup>格式计算通量,显式多步时间推进,湍流模型采用一方程 Spalart - Allmaras 模型。

### 1.1 控制方程

定义如下无量纲量

\* 收稿日期:2008-12-22

基金项目:国家“863”计划资助项目(2007AAXX27;2007AAXX10)

作者简介:梁晓龙(1981-),男,江苏徐州人,博士生,主要从事武器控制系统,数据融合等研究;

E-mail: xiaolong.liang@hotmail.com

冯金富(1964-),男,江苏宜兴人,教授,博士生导师,主要从事武器控制系统,数据融合等研究。

$(x, y, z) = (\tilde{x}, \tilde{y}, \tilde{z})/\tilde{L}, (u, v, w) = (\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w})/\tilde{a}_\infty, \rho = \tilde{\rho}/\tilde{\rho}_\infty, p = \tilde{p}/\tilde{\rho}_\infty \tilde{a}_\infty^2, T = \tilde{T}/\tilde{T}_\infty, \mu = \tilde{\mu}/\tilde{\mu}_\infty, t = \tilde{t}\tilde{a}_\infty/\tilde{L}, \epsilon = \tilde{\epsilon}/\tilde{\rho}_\infty \tilde{a}_\infty^2$ 。式中带“~”者为无量纲量,  $\tilde{\rho}_\infty, \tilde{\rho}_\infty, \tilde{a}_\infty, \tilde{T}_\infty, \tilde{\mu}_\infty$  分别为来流的压力、密度、声速、温度和动力粘性系数,  $\tilde{L}$  为物体特征长度。在惯性坐标系  $(x, y, z, t)$  中, 对完全气体、忽略质量力下的三维非定常 Navier - Stokes 方程<sup>[6]</sup> 引入上述无量纲量后可写成如下形式:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{E} + \mathbf{E}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{F} + \mathbf{F}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{G} + \mathbf{G}_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{U}$  为守恒变量;  $\mathbf{E}, \mathbf{F}, \mathbf{G}$  为无粘通量;  $\mathbf{E}_v, \mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v$  为粘性通量。各参数具体形式见文献[7], 其中,  $\lambda$  满足 Stokes 假设:  $3\lambda + 2\mu = 0, \mu$  为粘性系数:

$$\mu = \mu_t + \mu_r \quad (2)$$

式中:  $\mu_r$  为层流粘性系数, 由 Sutherland 公式决定:

$$\mu_r = T^{\frac{3}{2}}(1+c)/(T+c), c = 110.4K/\tilde{T}_\infty \quad (3)$$

$\mu_t$  为湍流粘性系数, 由 SA 湍流模型通过求解一方程的湍流输运方程而得到:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} v_1 \quad (4)$$

$$\frac{d\tilde{\nu}}{dt} = b_{\text{prod}}(S, \tilde{\nu}, d) - b_{\text{dest}}(\tilde{\nu}, d) + b_{\text{trip}}(d_T) + \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot ((\mathbf{v} + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}) + c_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2] \quad (5)$$

无量纲的气体状态方程:  $p = \frac{1}{\gamma} \rho T$ , 温度梯度:  $\frac{\partial T}{\partial x} = \frac{T}{p} \frac{\partial p}{\partial x} - \frac{T}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x}$ , 空气的定压比热为:

$$C_p = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4 \quad (6)$$

式中:  $T$  为温度 (K), 方程的系数  $a_0 = 908.923\ 574\ 17, a_1 = 0.327\ 383\ 585\ 98, a_2 = -1.031\ 494\ 376\ 34E-4, a_3 = 1.514\ 343\ 435\ 96E-8, a_4 = -8.155\ 363\ 101\ 5E-13$ 。

方程中的其他无量纲参数为:  $Re = \tilde{\rho}_\infty \tilde{a}_\infty \tilde{L}/\tilde{\mu}_\infty, Pr = \tilde{\mu}_\infty C_p/k_\infty = 0.72$ 。

## 1.2 湍流模型

SA 湍流模型<sup>[7]</sup> 属于涡粘性模型, 这类模型的前提是 Boussinesq 假设, 即认为局部雷诺应力张量通过湍流运动粘性系数  $v_t$  与平均速度梯度成正比:

$$-\overline{u_i u_j} = v_t \left( \frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial y^j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial y^i} \right) \quad (7)$$

SA 模型的核心思想是引入中间变量  $\tilde{\nu}$ , 通过求解  $\tilde{\nu}$  的输运方程获得湍流运动粘性系数  $v_t$ 。 $\tilde{\nu}$  的输运方程为:

$$\frac{d\tilde{\nu}}{dt} = b_{\text{prod}}(S, \tilde{\nu}, d) - b_{\text{dest}}(\tilde{\nu}, d) + b_{\text{trip}}(d_T) + \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot ((\mathbf{v} + \tilde{\nu}) \nabla \tilde{\nu}) + c_{b2} (\nabla \tilde{\nu})^2] \quad (8)$$

式中: 右边前两项分别为湍流粘性的生成项和解体项,  $b_{\text{trip}}$  为自定义的源项, 例如可用来定义强制转捩点的位置;  $d$  为到壁面的距离;  $d_T$  为从转捩点算起的距离; 右边最后是耗散项  $\sigma$  和  $c_{b2}$  分别为湍流普朗特数和校正常数。求得  $\tilde{\nu}$  后, 湍流运动粘性系数  $v_t$  由湿润函数  $f_{v1}$  获得:

$$v_t = \tilde{\nu} f_{v1} \left( \frac{\tilde{\nu}}{v} \right), \quad f_{v1}(\chi) = \chi^3 / (\chi^3 + C_{v1}^3)$$

## 1.3 AUSM<sup>+</sup> 格式

AUSM 格式<sup>[7-8]</sup> 是 20 世纪 90 年代初发展起来的, 在十余年的发展过程中又陆续涌现了 AUSMDV、AUSM、AUSMPW、AUSMPW<sup>[9-12]</sup> 等改型。这类格式兼有 FVS 和 FDS 的特点, 具有数值耗散小、对激波和接触间断的分辨率高、无需熵修正、计算量小等特点。

在 AUSM 类格式中, 首先将无粘通量分解为对流项和压力项两部分, 以一维无粘通量为例:

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}^{(c)} + \mathbf{P} \quad (9)$$

式中  $\mathbf{F}^{(c)} = Ma\Psi, \Psi = (\rho, \rho u, \rho h)^T, \mathbf{P} = (0, p, 0)^T$ 。

可以看到, 对流项仅包含马赫数  $M$  当地声速  $a$  以及相应的流动特征通量, 压力项仅包含了压力。

定义界面上的数值通量为:

$$\mathbf{F}_{1/2} = M_{1/2} a_{1/2} \Psi_{1/2}, \mathbf{P}_{1/2} = [0, p_{1/2}, 0]^T \quad (10)$$

对流项中的  $\Psi_{1/2}$  采用迎风一阶外推:

$$\Psi_{1/2} = \begin{cases} \Psi_L & M_{1/2} \geq 0 \\ \Psi_R & M_{1/2} < 0 \end{cases} \quad (11)$$

界面马赫数和界面压力的定义为:

$$M_{1/2} = M_L^+ + M_R^-, \quad M_{L/R}^\pm = M_\beta^\pm(M_{L/R}) \quad (12) \quad p_{1/2} = P_L^+ p_L + P_R^- p_R, \quad P_{L/R}^\pm = P_\alpha^\pm(M_{L/R}) \quad (13)$$

式中  $M_{L,R} = u_{L,R}/a_{1/2}$ 。界面声速  $a_{1/2}$  以及  $M_\beta^\pm$ 、 $P_\alpha^\pm$  的定义为:

$$a_{1/2} = \min(\tilde{a}_L, \tilde{a}_R), \quad \tilde{a} = a^{*2}/\max(a^*, |u|) \quad (14)$$

$$M_\beta^\pm = \begin{cases} 1/2(M \pm |M|) & |M| \geq 1 \\ \pm 1/4(M \pm 1)^2 \pm \beta(M^2 - 1)^2 & |M| < 1 \end{cases} \quad (15)$$

$$P_\alpha^\pm = \begin{cases} 1/2(1 \pm \text{sign}(M)) & |M| \geq 1 \\ 1/4(M \pm 1)^2(2 \mp M) \pm \alpha M(M^2 - 1)^2 & |M| < 1 \end{cases} \quad (16)$$

式中:临界声速  $a^* = \sqrt{2(\gamma - 1)/(\gamma + 1)h}$ ; 参数  $\alpha = 3/16, \beta = 1/8$ 。

## 2 计算弹形与网格

本文计算了 2 种验证弹形,外形为球头 - 圆锥 - 圆柱体,并通过尾翼来稳定,计算模型见图 1、图 2。弹形 1 弹头部长  $L_n = 109 \text{ mm}$ ,圆柱部长  $L_c = 437.5 \text{ mm}$ ,弹尾部长  $L_b = 140 \text{ mm}$ ,弹径  $D = 35 \text{ mm}$ ,弹尾锥角  $\beta = 25^\circ$ ;弹形 2 弹头部长  $L_n = 155 \text{ mm}$ ,圆柱部长  $L_c = 365 \text{ mm}$ ,弹尾部长  $L_b = 180 \text{ mm}$ ,弹径为  $D = 51 \text{ mm}$ ,弹尾锥角  $\beta = 25^\circ$ 。

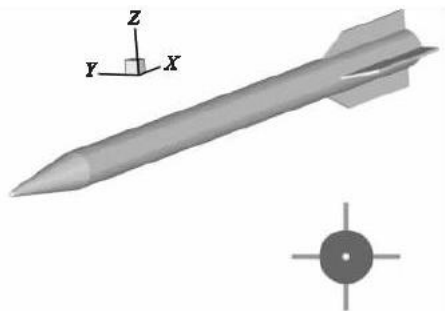


图 1 计算外形 1  
Fig. 1 Calculated form 1

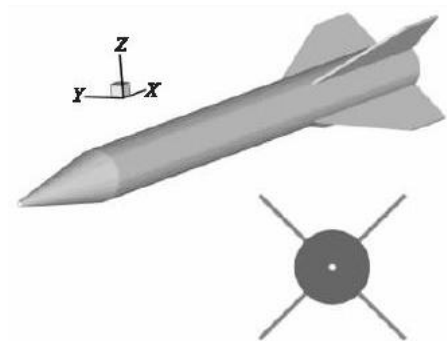


图 2 计算外形 2  
Fig. 1 Calculated form 2

对于弹丸而言,沿弹体母线常常是一条非光滑的曲线,曲线的斜率是不连续的,这种斜率的不连续往往会引起流动参数的剧烈变化(如出现激波、分离等),因此数值模拟时在这些地方需要用较精细的网格对方程进行离散,以期获得理想的物理解。另外,为了便于处理物面边界条件,希望网格具有贴体正交性质就要求靠近壁面的网格要足够密,以捕捉粘性边界。我们采用了非结构网格生成了弹体及计算域网格见图 3、图 4。考虑到弹箭的对称性,仅计算了一半的区域,弹形 1 网格数为 150 万,弹形 2 网格数为 179 万。

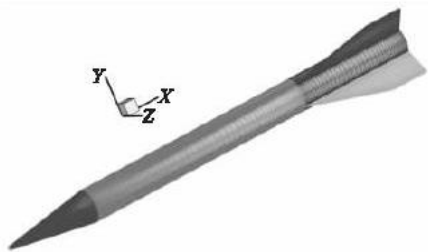


图 3 表面网格  
Fig. 3 Surface grid

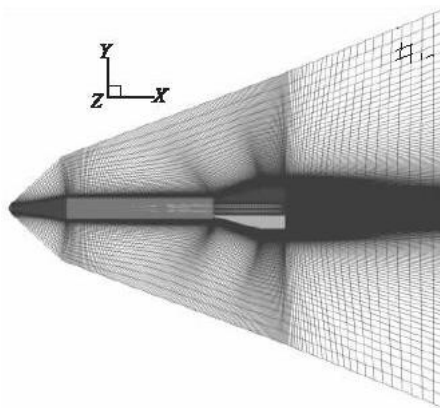


图 4 计算域及对称面网格  
Fig. 4 Calculated domain and symmetry grid

### 3 算例及结果分析

算例计算的条件为:飞行高度:60 km,来流密度: $0.000\ 305\ 9\ \text{kg/m}^3$ ,来流静压:22.461 Pa,来流静温:255.8 K,雷诺数: $6.57 \times 10^4$ (参考长度为弹长),来流速度:5 000 m/s,来流马赫数:15.6,攻角: $0^\circ - 15^\circ$ 。

由于飞行马赫数很高,激波紧贴在物面附近,激波层很薄,在弹体头部及尾翼前部,由于激波的存在,这些地方的压力很高,热流密度也很大。由于有攻角,驻点位于弹体头部偏下的位置,弹体的迎风面承受着很高的压力和热流密度;气流作用于尾翼上以后,在迎风的翼面上产生了很大的压力,这会大大增加整个弹的俯仰力矩。

图5、图6分别给出了 $15^\circ$ 攻角时的马赫数云图、弹体表面热流密度分布图。可以看出,“X”形布局中,下部的两个弹翼与来流的夹角较小,因而其表面的压力、热流密度都很大。

计算结果表明随着攻角的增大,升力、阻力、升阻比、俯仰力矩均迅速增大,在攻角 $15^\circ$ 时,升阻比达到了1.02,对气动热而言,弹形1随着攻角的增大,驻点热流略有下降,但全弹的总热流(“全弹”仅指所计算的半个弹体,下同)却迅速增加, $15^\circ$ 攻角时的总热流约为 $0^\circ$ 时的2.5倍。在 $15^\circ$ 攻角时,弹翼上的总热流为2 342 W,占全弹总热流的26.6%;弹形2随着攻角的增大,最大热流密度减小,而总的加热量迅速升高, $15^\circ$ 时加热量为 $0^\circ$ 时的2.1倍。由于“X”形的尾翼布局,下方的2个尾翼受到的气动加热很严重,再加上此外形的尾翼面积较大,在 $15^\circ$ 时尾翼所受的加热量达到了5 337 W,占全弹的40%,见图7、图8。

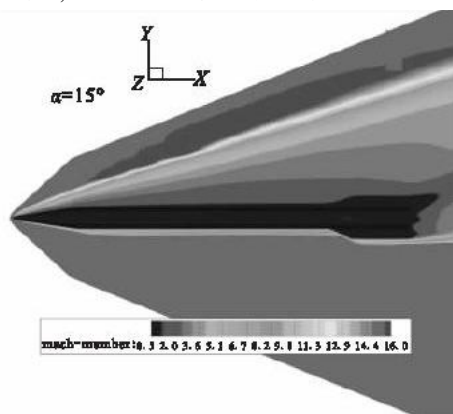


图5 马赫数云图

Fig. 5 Mach number cloud

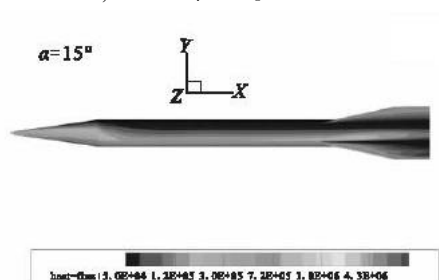


图6 表面热流密度

Fig. 6 Heat flux cloud

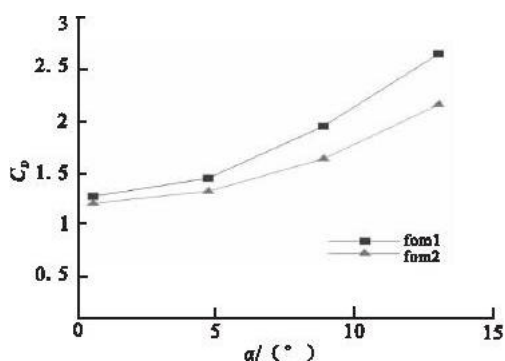


图7 阻力系数

Fig. 7 Drag coefficient

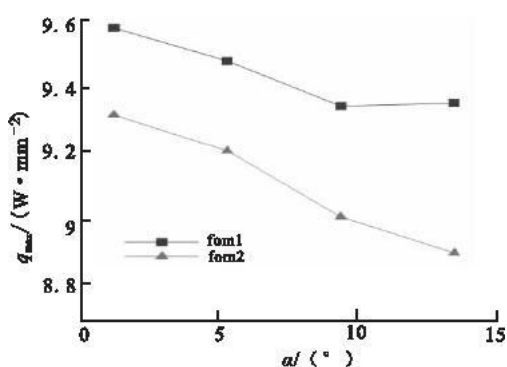


图8 最大热流密度

Fig. 8 Maximum heat flux

### 4 结论

采用SA模型与二阶迎风差分格式结合,可以比较准确地模拟除分离区以外物面的热流分布,近似模拟分离区的热流分布规律。该方法效率较高,且能达到一定的精度要求,对于工程设计以及作为实验的辅助手

段是可取的。无反应的热力学完全气体模型模拟高超声速流场的气动加热,计算结果接近实际流动的气动加热能够反映实际流动的物理化学特性,同时表明弹丸的气动加热是亟需解决的问题。计算结果给出了高超声速弹箭周围流场的分布情况,为进一步研究近空间超高速弹箭气动物理特性奠定了基础。

### 参考文献:

- [ 1 ] 翟 华,何烈堂,周伯昭. 近空间高超声速滑翔机动 GNC 技术[J]. 计算技术与自动化,2007, 26(4):89-91.  
ZHAH Hua, HE Lietang, ZHOU Bozhao. GNC Technology of Hypersoar Gliding Maneuver Nearspace[J]. Computing Technology and Automation, 2007, 26(4):89-91. (in Chinese)
- [ 2 ] 欧阳晋. 平流层验证飞艇的建模与分析[J]. 上海交通大学学报,2003,36(6):956-960.  
OUYANG Jin. Stratospheric Verifying Airship Modeling and Analysis[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2003,36(6):956-960. (in Chinese)
- [ 3 ] 李小将,李志德,杨 健,等. 近空间装备体系概念及关键问题研究[J]. 装备指挥技术学院学报,2007,18(4):72-77.  
LI Xiaojiang, LI Zhide, YANG Jian, et al. Study on Concept and Technology of Near Space Equipment Architecture[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2007,18(4):72-77. (in Chinese)
- [ 4 ] Bardina J E, Huang P G, Coakley T J. Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development[R]. NASA Technical Memorandum 110446, 1997.
- [ 5 ] 夏 刚,程文科,秦子增. Spalart-Allmaras 湍流模型在高超声速气动加热计算中的应用[J]. 国防科技大学学报,2002, 24(6): 15-18.  
XIA Gang, CHENG Wenke, QIN Zizeng. Application of Spalart-allmaras Turbulence Model in Hypersonic Aerothermodynamics Computations [J]. Journal of National University of Defense Technology,2002,24(6):15-18. (in Chinese)
- [ 6 ] Liou M S, Steffen C J. A New Flux Splitting Scheme[J]. Journal of Computational Physics, 1993, 107(1): 23-39.
- [ 7 ] Wada Y, Liou M S. A Flux Splitting Scheme with High-resolution and Robustness for Discontinuities[R]. AIAA 94-0083.
- [ 8 ] Liou M S. A Sequel to AUSM: AUSM<sup>+</sup> [J]. Journal of Computational Physics, 1996, 129(2): 364-382.
- [ 9 ] Paciorri R, Dieudonne W, Degrez G, et al. Validation of the Spalart Allmaras Turbulence Model for Application in Hypersonic Flows [R]. AIAA 97-2323.
- [ 10 ] Kim K H, Lee J H, Rho O H. An Improvement of AUSM Schemes by Introducing the Pressure-based Weight Functions[J]. Computer & Fluids, 1998, 27(3): 311-346.
- [ 11 ] Kim K H, Kim C, Rho O H. Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows: I AUSMPW Scheme[J]. Journal of Computational Physics, 2001, 174(1): 38-80.
- [ 12 ] Kim K H, Kim C, Rho O H. Accurate Computations of Hypersonic Flows Using AUSMPW Scheme and Shock-aligned Grid Technique[R]. AIAA 98-2442.

(编辑:田新华)

## Numerical Simulations for Aerodynamic Characteristics of Near Space Hypersonic Projectile

LIANG Xiao-long, FENG Jin-fu, YANG Xiao-tian, LIU An

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** Numerical simulations for the aerodynamic characteristics of near space hypersonic projectile have been computed using the Spalart-Allmaras (SA) turbulence model and thermally perfect model, a time-dependent, finite-volume numerical method and AUSM<sup>+</sup> scheme are adopted to solve the three dimensional Navier-Stokes equation. Numerical solutions of hypersonic projectile flow-field with attack angle are obtained, and the numerical results can be used in the further study of the near space hypersonic projectile and missile.

**Key words:** near space; hypersonic; Spalart-Allmaras turbulence model; aerodynamic parameter; AUSM<sup>+</sup> scheme