

导弹尾焰流场特性建模与仿真

秦兰琦,汪洪源,张爱红,范志刚

(哈尔滨工业大学 空间光学研究中心,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 导弹尾焰流场计算为尾焰红外辐射场计算提供基础数据。基于导弹尾焰流场的形成机理研究,根据燃烧理论、流体力学、气体动力学,考虑燃烧室内的燃烧化学反应建立尾焰流场计算的参数模型,结合 Gambit 和 Fluent 仿真软件计算获得速度、温度和压力等流场参数。在 Fluent 中进行了 2 000 次以上的迭代仿真运算得到了迭代残差小于 $1e^{-5}$ 的计算结果。速度场和压力场经对比分析均符合实际情况,温度场的计算误差为 2%。结果表明:该计算方法可以客观描述尾焰流场的主要特征,快速仿真获得特定条件下的流场数据,为导弹尾焰红外特性的计算提供输入参数,提高尾焰的计算精度、节省尾焰的仿真时间。

关键词: 尾焰流场; 数值仿真; Gambit 网格; Fluent 模拟

中图分类号: V430 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)12-3877-06

Modeling and simulation of missile plume flow field characteristics

Qin Lanqi, Wang Hongyuan, Zhang Aihong, Fan Zhigang

(Space Optical Engineering Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The calculation of missile plume flow field provides basic data for that of the infrared radiation field. The formation of missile plume flow field was mainly studied, and the model of plume flow field was built according to the theory of combustion, fluid mechanics, gas dynamics, and considering the chemical reaction of combustion in the combustion chamber, the key parameters of flow field: velocity, temperature and pressure fields of data were given by combining Gambit and Fluent. The result whose residual was less than $1e^{-5}$ was obtained after more than 2 000 times iteration in Fluent. Velocity and pressure fields were in line with the actual situation, the temperature field's calculation error was 2%. The results show that the plume flow model can reflect the main features of flow field plume, and it can quickly provide the data results which the designer wants to get. It's able to provide basic data for the calculation of missile plume infrared characteristics, improve the accuracy of the plume, and save simulation time.

Key words: plume flow field; numerical simulation; Gambit grid; Fluent simulation

收稿日期: 2014-04-08; 修订日期: 2014-05-10

作者简介: 秦兰琦(1990-),女,硕士生,主要从事气动光学、光学设计方面的研究。Email:23580521@qq.com

导师简介: 张爱红(1958-),女,教授,硕士生导师,博士,主要从事物理光学、光学检测方面的研究。Email:zahong@hit.edu.cn

0 引言

现代战争中,有效打击来犯的空中各种飞行器,将对战争的胜负起到决定作用,因此必须首先对目标特性有清楚的认识,研究飞行器的红外辐射特性是研究其目标特性的重要环节^[1]。导弹能以多种形式作为红外辐射源,为尽早识别目标,在导弹的飞行过程中,研究动力段的辐射特性意义最大,对采用火箭发动机的导弹,在动力段最强的辐射源是羽流,羽流的辐射特性提供了目标较为丰富的特征信息,对于目标检测、跟踪和识别都具有重要意义,也为解决某些复杂情况下的目标识别问题提供了一条途径^[2]。

导弹尾焰流场计算目的是为尾焰红外辐射场计算提供基础数据。尾焰流场计算主要包括温度场、压力场、速度场及组分浓度场的计算。尾流问题的研究方法多种多样,文中拟采用基于计算机和计算流体力学(CFD)发展起来的数值模拟法,即计算流体力学 CFD 方法,该方法可以有效分析流体流动和传热等物理现象。在羽流问题的研究上,由于羽流问题的复杂多样,用实物试验无法模拟所有情形,而数值模拟法则能克服并解决这一难题,为设计者提供所需的各种情形下的尾焰流场参数,同时可以得到一些用实物试验无法模拟计算得到的数据,这都是实物试验法无法比拟的。通过 CFD 技术,可利用计算机分析并显示流场中的现象,从而在较短时间内预测流场。CFD 模拟能帮助理解流体力学问题,为实验提供指导,为设计提供参考,从而节省人力物力和时间^[3]。

研究思路是首先利用 Gambit 软件生成计算模拟所用的非结构化网格,并且进行边界条件的定义,以实现 Fluent 的模拟仿真。利用 Fluent 计算流体软件对尾焰流场进行模拟,得到导弹尾焰流场的温度场、压力场、速度场、组分浓度场。为后续导弹尾焰辐射场的计算分析提供基础数据。具体研究方案如图 1 所示。

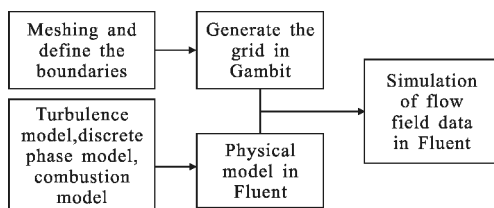


图 1 导弹尾焰流场计算方案

Fig.1 Missile plume flow field calculation process

1 导弹尾焰流场计算的网格生成

计算流场数据的第一步是划分网格,用学术语言表达计算区域的离散化,即将空间上连续的计算区域划分成许多个子区域,并确定每个区域中的节点。数学上,生成网格(即离散化后)就将连续的控制方程进行了离散,即将描写流动与传热的偏微分方程转化为各个节点上的代数方程组。划分网格的本质是用有限个离散的点来代替原来的连续空间。

1.1 Gambit 中的网格划分

文中采用了非结构化划分网格,并将分离比例分别设为 0.5、0.3、0.1 的划分网格进行迭代计算对比,发现网格划分越精细,得到的温度场的最高温度越高,而其他场分布相差不大,但是计算时间却增加几百倍,所以综合考虑各种情况,采用了 0.5 分离比例的划分网格的模拟结果,0.5 分离比例的划分网格如图 2 所示。

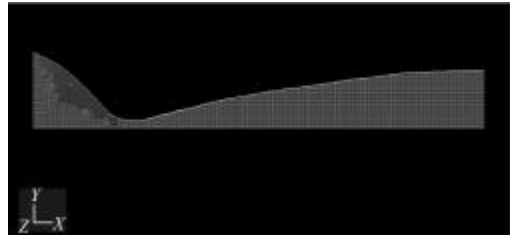


图 2 Gambit 生成的网格

Fig.2 Grid generated by Gambit

1.2 指定边界和域类型

为了方便用户在划分完网格并导出 Mesh 文件之后,能很快地确定相关的边界条件。Gambit 允许用户先行确定模型的各个边界。区域类型设定确定了该区域截面和指定区域内的模型的实体及操作特性。

边界条件与初始条件是控制方程有确定解的前提。边界条件是在求解区域的边界上所求解的变量或其导数随时间和地点变化的规律。任何问题都需要设定边界条件。初始条件是用户所研究的对象在过程开始时刻各个求解变量的空间分布情况。对于边界条件与初始条件的处理,将直接影响计算结果的精度。

文中的网格定义了 4 种边界条件:入口边设为速度入口边界;出口设为压力输出边界;为减少计算时间,只生成了一半网格,所以下边设为对称边界条

件;而上边的不规则边设为壁面边界条件。

2 导弹尾焰流场计算的物理模型

尾焰流场物理模型主要包括湍流模型,使用离散相模型来表达液滴喷雾过程,并与连续相流场耦合模拟出了液滴的挥发和燃烧过程。挥发燃烧过程由混合分数平衡化学反应模型模拟。下面将分别详细介绍每个物理模型。

2.1 尾焰流场的湍流模型

文中采用湍流模型中的 $k-\varepsilon$ 模型,由于其微分方程形式与 N-S 方程相同,因而可以和 N-S 方程进行耦合求解。文中采用高雷诺数 $k-\varepsilon$ 模型来求解^[4-5]。

设 ρ 为密度, u, v 为 x, y 向速度, p 为压强, e 为单位质量的总能量, T 为温度, k, ε 分别为湍动能和湍流耗散速度。首先进行无量纲处理:

$$\bar{x} = \frac{x}{L}, \bar{u} = \frac{u}{u_\infty}, \bar{v} = \frac{v}{u_\infty}, \bar{T} = \frac{T}{T_\infty}, \bar{\rho} = \frac{\rho}{\rho_\infty}, \bar{p} = \frac{p}{\rho_\infty u_\infty^2}, \bar{k} = \frac{k}{u_\infty^2},$$

$$\bar{\varepsilon} = \frac{\varepsilon}{u_\infty^3 R_e}, \bar{t} = \frac{t}{L/u_\infty}, \bar{\mu} = \frac{\mu}{\mu_\infty}, \bar{R} = \frac{R}{R_\infty}, \bar{R}_e = \frac{\rho_\infty u_\infty L}{\mu_\infty}, u^2 = RT_\infty$$

进行无量纲处理后的二维 N-S 方程组及高雷诺数 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型可表示如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + S$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \\ \rho k \\ \rho \varepsilon \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho u_2 \\ \rho u + p \\ \rho uv \\ (\rho e + p)u \\ \rho uk \\ \rho u \varepsilon \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (\rho e + p)v \\ \rho vk \\ \rho v \varepsilon \end{bmatrix}$$

$$F_v = \frac{1}{R_e} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{xx}u + \tau_{xy}v - q_x \\ \tau_{xk} \\ \tau_{x\varepsilon} \end{bmatrix}, G_v = \frac{1}{R_e} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{xy}u + \tau_{yy}v - q_y \\ \tau_{yk} \\ \tau_{y\varepsilon} \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} 0 \\ S_{pu} \\ S_{pv} \\ S_{pe} \\ P_k - \rho(\varepsilon + \varepsilon_c)R_e + \overline{p''d''} \\ \frac{\varepsilon}{k}(C_1 P_k - C_2 \rho \varepsilon R_e) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: R_e 为雷诺数; q_x, q_y 为热流项; τ_k ($k=xx, yy, xy, yx, xk, yk, x\varepsilon, y\varepsilon$) 为应力项; $S_{p\phi}$ ($\phi=u, v, e$) 为颗粒相源项,对于液体导弹尾焰,其值为 0; P_k 为湍动能生成

项; $\overline{p''d''}$ 为考虑压力扩张的湍流相关项。

2.2 尾焰流场的离散相模型

Fluent 中,离散相可用于模拟液滴流动。离散相模型能抓住独立液滴的轨迹^[5]。液体燃料和空气流的热量、动量和质量传递可以计算出来。文中允许离散相和连续相耦合,这样模拟的离散相能考虑气相运动的影响,也会考虑两相的热量和质量传递。

Fluent 采用有限体积法将非线性偏微分方程转变成网格单元上的线性代数方程,然后通过求解线性方程组得到流场的解。从物理角度看,方程的守恒形式反映的是流场变量在网格单元上的守恒关系,即网格单元内某个流场的增量等于各边界上变量的通量的总和。有限体积法的求解策略是用边界面或线上的通量计算出控制点上的变量。

计算时所用的是积分形式的有限体积格式,以二维 Euler 方程为例,可写成以下形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} U dV + \oint_{\Sigma} E d\Sigma = 0 \quad (2)$$

式中: V 为单元体积; Σ 为单元表面积; $E = F \cdot \hat{i} + G \cdot \hat{j}$ 。

进行离散化和处理后,得到如下形式:

$$\frac{V}{\Delta t} \delta U + [(r_{\tilde{A}_i} + r_{\tilde{B}_i})I + \tilde{A}_{i+1,j}^- - \tilde{A}_{i-1,j}^+ + \tilde{B}_{i,j+1}^- - \tilde{B}_{i,j-1}^+] \delta U = RHS \quad (3)$$

2.3 尾焰流场的燃烧模型

Fluent 中提供了 5 种模拟反应的方法,文中采用非预混合燃烧模型,在这种方法中并不是解每一个组分输运方程,而是解一个或两个守恒标量(质量分数)的输运方程,然后从预测的混合分数分布推导出每一个组分的浓度。该模型主要用于模拟湍流扩散火焰。对于有限速度公式来说,这种方法有很多优点。在守恒标量方法中,通过概率密度函数或者 PDF 来考虑湍流的影响。

在非预混燃烧中,燃料和氧化剂以相异流进入反应区。在一定假设条件下,热化学可被简化成一个单一的参数,即混合分数。即混合分数是在所有组分里,燃烧和未燃烧燃料元素的局部质量分数。因为化学反应中元素是守恒的,所以这种方法极好。反过来,质量分数是一个守恒的数量,因此其控制输运方程不含源项。燃烧被简化成一个混合问题,并且可以避免与近非线性平均反应率相关的问题。

非预混模拟方法的基础为在一定系列简化假设下,流体的瞬时热化学状态与一个守恒量,即混合分数 f 相关。混合分数可根据原子质量分数写为:

$$f = \frac{Z_i - Z_{i,ox}}{Z_{i,fuel} - Z_{i,ox}} \quad (4)$$

式中： Z_i 为元素 i 的元素质量分数；下标 ox 为氧化剂流入口处的值； $fuel$ 为燃料流入口处的值。

如果包括次要流(另一种燃料或氧化剂,或一种非反应流),燃料和次要流混合分数简化为燃料和次要流的质量分数。系统中这三种质量分数的和总是等于 1:

$$f_{fuel} + f_{sec} + f_{ox} = 1 \quad (5)$$

这表明在混合分数空间中只有在平面 ABC (见图 3)上的点有效。因此,这两个混合分数, f_{fuel} 和 f_{sec} 不能独立变化, 仅在该值位于图 4 所示三角形 OBC 里面时才有效。

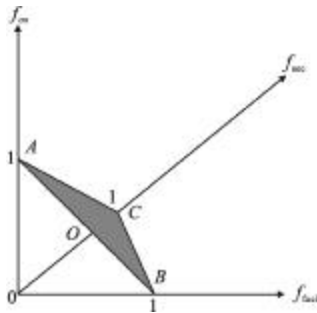


图 3 f_{fuel} , f_{sec} 和 f_{ox} 的关系

Fig.3 Relationship between f_{fuel} , f_{sec} and f_{ox}

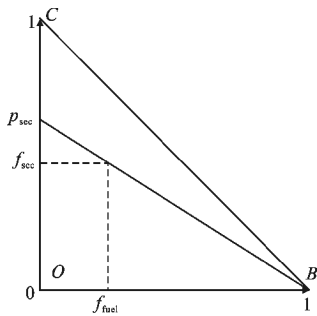


图 4 f_{fuel} , f_{sec} 和 p_{sec} 之间的关系

Fig.4 Relationship between f_{fuel} , f_{sec} and p_{sec}

Fluent 离散三角形 OBC 如图4 所示。特别地,对于单一混合分数情形,原始混合分数 f_{fuel} 允许在 0~1 值间变化,当次要混合分数位于线上时,用下列方程:

$$f_{sec} = p_{sec} \times (1 - f_{fuel}) \quad (6)$$

式中： p_{sec} 为标准次要混合分数,为直线与次要混合分数轴交叉点处的值。

标准次要质量分数 p_{sec} 的一个重要特征就是假设其与燃料质量分数 f_{fuel} 统计独立性。除了根据 f_{sec} 为一个次燃料流定义极限时,第二个标量变量的标准混合分数定义可用于任何地方。在相同扩散率的

假设下,组分方程可被减少为一个单一的关于混合组分 f 的方程。由于删去了组分方程中的反应源项,因此 f 是一个守恒量。由于相同扩散率的假设对层流流动来说还存在疑问,因此对于紊态对流超过分子扩散的湍流通常是可接受的。平均 (时间平均)混合分数方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{f}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{f}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f} \right) + S_m + S_{user} \quad (7)$$

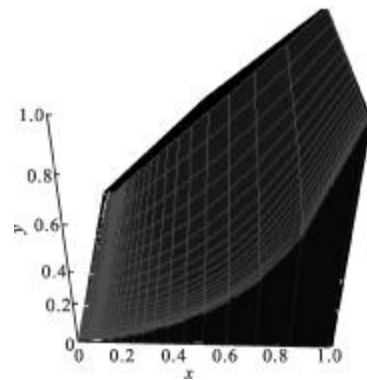
式中:源项 S_m 仅指质量由液体燃料滴或反应颗粒传入气相中; S_{user} 为任何用户定义源项。

除了解平均混合分数,Fluent 也解一个关于平均混合分数均方值的守恒方程 $\bar{f'^2}$:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{f'^2}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{f'^2}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f'^2} \right) + C_g \mu_t (\nabla^2 \bar{f}) - C_d \rho \frac{\varepsilon}{k} \bar{f'^2} + S_{user} \quad (8)$$

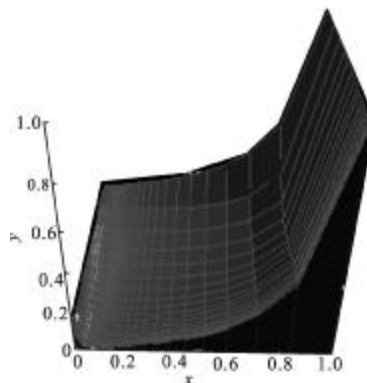
式中： $f' = f - \bar{f}$; 常数 σ_t , C_g 和 C_d 分别取 0.85, 2.86 和 2.0; S_{user} 为用户定义源项。

文中的 PDF 表显示如图 5 所示。



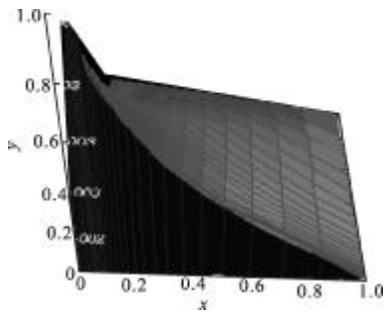
(a) 平均质量分数图显示

(a) Average mass fraction show



(b) 平均密度图显示

(b) Average density fraction show



(c) 平均温度图显示

(c) Average temperature fraction show

图 5 PDF 表显示

Fig.5 PDF table shows

3 基于 Fluent 的导弹尾焰流场模拟

Fluent 软件可以在较短时间内完成流场计算,为实验提供指导,为设计提供参考,从而节省人力、物力和时间^[6]。下面是对某型号导弹尾焰流场模拟仿真,在 Fluent 中进行了 2 000 次以上的迭代仿真运算得到了迭代残差小于 $1e^{-5}$ 的计算结果,迭代残差图如图 6 所示。具体计算结果如图 7~图 10 所示,文中以温度场为例进行计算精度分析。

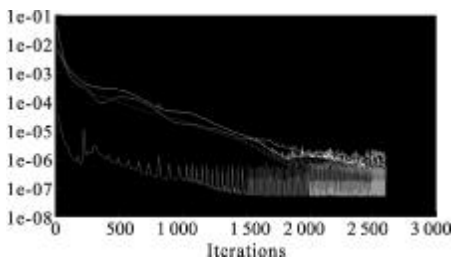


图 6 迭代残差图

Fig.6 Iteration residual plot

速度场计算结果如图 7 所示。从仿真结果可以看出,导弹尾焰速度分布在 0~1 030 m/s 区间内,在

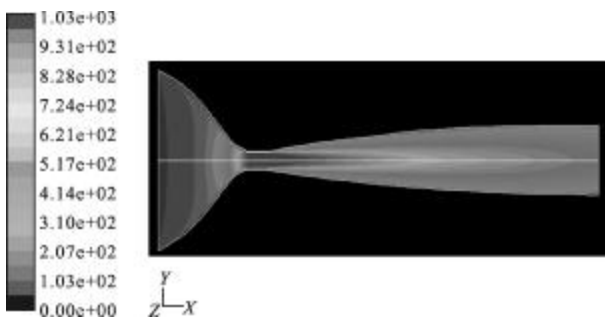


图 7 速度场分布

Fig.7 Velocity field distribution

外界空间中,速度大小呈扩散式变化,查阅资料可以知道导弹尾焰的最大速度在 2~4 Ma 之间,文中仿真计算得到最大速度为 3 Ma,与参考文献[5]中的结果相比,更加符合实际情况,可为流场数据提供理论依据,模拟仿真结果比较理想。

温度场计算结果如如图 8 所示。从计算结果可以看出,在燃烧室内富燃区域温度最高,达到 2 350 K,在喷管出口处温度呈扩散式变化,能反映出尾焰流场的主要特点。查阅资料可以知道在导弹尾部的燃烧区域能够产生高温 2 000~3 000 K,文中仿真结果的最高温度在这个区间内,并且将所得仿真结果与参考文献[6]中所列的热像图实验值相比,其相对误差值为:

$$\eta = |(T_{max1} - T_{max2}) / T_{max2}| = (2\,350 - 2\,400) / 2\,400 \approx 2\% \quad (9)$$

式中: T_{max1} 为仿真计算的温度最大值; T_{max2} 为热像图中实验最大值,温度场的数值模拟的结果与实验结果比较,误差在可接受范围内,如图 9 所示,仿真结果可靠,可为流场数据提供理论依据。

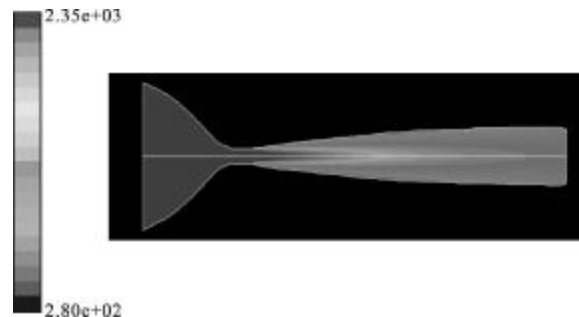


图 8 温度场分布

Fig.8 Temperature field distribution

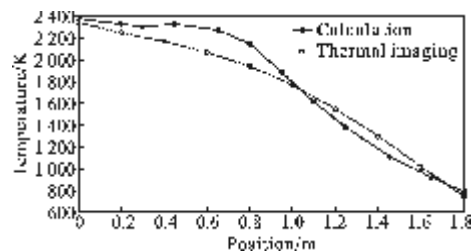


图 9 计算结果与实验值沿轴线温度对比图

Fig.9 Comparison of calculation result and experiment temperature along axis

压力场计算结果如图 10 所示。压力分布场中可以看出,燃烧室内由于气体的燃烧消耗,压强最高,但是总体压力均低于标准大气压,在喷管出口处压力呈扩散式分布,与参考文献[7]中的所列参数值均

在一个数量级,仿真误差在可接受的范围内,仿真模拟结果符合实际情况,能反映出尾焰流场的主要特点。

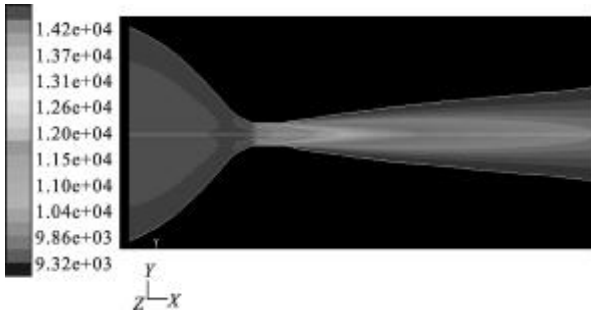


图 10 压力场分布

Fig.10 Pressure field distribution

4 结 论

文中从导弹推力室开始研究,分析导弹尾焰流场的形成过程,考虑燃烧室内的燃烧化学反应,根据燃烧理论、流体力学、气体动力学,得到了尾焰流场的参数计算公式,基于 Gambit 生成非结构化网格,利用 Fluent 软件求解各种物理模型,以计算得到导弹尾焰流场的速度场、温度场、压力场。仿真结果表明,计算获得的速度场、压力场均符合实际情况,以温度场为例进行计算精度分析,得到温度场仿真结果误差为 2%,并且与文献[8]中所列离散值比较,得到了连续的易于观察的场数据分布。与传统的假定导弹喷管出口参数已知,直接进行尾焰流场参量计算的建模仿真方法比较,在一定程度上提高了计算效率、精度和可靠性。总之,该方法为导弹尾焰流场计算研究提供了一种新思路,可作为工程计算的一种有效模型和算法。

参考文献:

- [1] Chen Wei, Wang Zhongxian, Ma Donghui, et al. The infrared radiation characteristic calculation and simulation of non-uniform heat gas [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(1): 18-20. (in Chinese)
陈卫,汪中贤,马东辉,等.非均匀热气体红外辐射特性计算与仿真[J].*红外与激光工程*,2010,39(1):18-20.
- [2] Liu Zhen. Engine plume analysis based missile warning [J]. *Land-Based Air Defence Weapons*, 2006, 3: 20-22. (in Chinese)
刘真.基于导弹预警的发动机羽流流场分析[J].*地面防空武器*,2006,3:20-22.
- [3] Qin Si, He Xuzhao, Zeng Xuejun, et al. The simulation study on hypersonic vehicle tail plume [C]//The fifteenth National Conference of Shock and Shock Tube, 2012: 253-257. (in Chinese)
秦思,贺旭照,曾学军,等.高超声速飞行器后体尾喷焰数值模拟研究 [C]//第十五届全国激波与激波管学术会议,2012:253-257.
- [4] Song Hua, Cai Timin, Li Bin. Three-dimensional numerical study on space launch rocket plume impact flow field [J]. *Science Technology and Engineering*, 2012, 12 (26): 6716-6718. (in Chinese)
宋华,蔡体敏,李彬.航天发射火箭尾焰冲击流场三维数值研究[J].*科学技术与工程*,2012,12(26):6716-6718.
- [5] Chu Hongwei, Xu Xiaojian. Theoretical computation of the infrared radiation from rocket plume [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(1): 11-14. (in Chinese)
褚宏伟,许小剑.火箭尾喷焰红外辐射特性的理论计算 [J].*红外与激光工程*,2012,41(1):11-14.
- [6] Xu Aihua, Wang Zhongxian, Yu Jian, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics for plume of the high-altitude and high-speed UAV [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(7): 1071-1073. (in Chinese)
许爱华,汪中贤,于坚,等.高空高速无人机尾焰红外辐射特性计算研究 [J].*红外与激光工程*,2012,41(7):1071-1073.
- [7] Zhang Guangxi, Zhou Weimin, Zhang Gangchui, et al. Research on exhaust plume flow field characteristics of solid rocket engine [J]. *Solid Rocket Technology*, 2008, 31 (1): 20-23. (in Chinese)
张光喜,周为民,张钢锤,等.固体火箭发动机尾焰流场特性研究[J].*固体火箭技术*,2008,31(1):20-23.
- [8] Wang Mingdong, Tang Bin. Research on rocket tail plume flow field [J]. *Journal of Institute of Command and Technology*, 2001, 12(6): 104-107. (in Chinese)
王明东,唐斌.火箭尾喷焰流场的研究 [J].*指挥技术学院学报*,2001,12(6):104-107.