

# 固体火箭发动机羽烟紫外辐射仿真研究

国爱燕 白廷柱 唐 义 李海兰 张 晓  
(北京理工大学信息科学与技术学院, 北京 100081)

**摘要** 基于 FLUENT 软件建立了导弹羽烟紫外辐射模型, 针对固体火箭发动机的羽烟中包含大量的高温反应气体和金属氧化物, 其中,  $\text{CO}+\text{O}$  的化学反应是紫外波段的主要辐射源, 氧化铝颗粒的热辐射与散射作用直接影响紫外辐射的能量分布等情况, 按照氧化铝颗粒的直径分布服从 Rosin-Rammler 分布, 忽略气相的散射, 通过灰气体加权平均模型 (WSGGM) 来计算变化的吸收系数, 采用离散坐标法求解辐射传递方程, 给出了导弹羽烟紫外辐射分布仿真结果, 并与其他仿真结果进行了比较分析。

**关键词** 光谱学; 火箭羽烟; 紫外辐射; 化学发光; 氧化铝颗粒

**中图分类号** TN23 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/AOS200929s1.0295

## UV Plume Simulation for a Solid Propellant Rocket

Guo Aiyan Bai Tingzhu Tang Yi Li Hailan Zhang Xiao

(School of Information Science and Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract** Based on computational fluid dynamics (CFD) software FLUENT, a 2-D model is developed for the calculation of UV radiation from rocket plume. The solid rocket exhaust plume is composed of hot reactive gases and metallic oxide particles like alumina. Calculations take into account the chemiluminescence reaction of  $\text{CO}+\text{O}$ , which is the dominant source of radiation in the UV wavelength band considered, and particle emission-scattering effects produced by alumina particles. The size distribution of alumina particle is assumed to be Rosin-Rammler distribution, and the scattering effect from gas is excluded, and absorption coefficient is calculated through weighted sum of gray gases model (WSGGM). The radiation transport equation (RTE) is solved by the discrete ordinate method (DOM). Finally, the simulation result is compared with Phillip's (Ref. [1]).

**Key words** spectroscopy; rocket plume; UV radiation; chemiluminescence; alumina particle

## 1 引 言

大多数被动紫外告警系统都工作在 200~300 nm (日盲紫外) 波段, 在这个波段, 由于大气的消光作用, 太阳的紫外辐射难以到达地面, 形成了一个暗背景, 故导弹尾焰的紫外辐射可以相对天空背景形成高的信噪比<sup>[1]</sup>。由于导弹尾焰的日盲紫外辐射强度决定了紫外告警系统的有效距离, 故对导弹尾焰日盲紫外分布与强度的研究受到普遍关注。导弹尾喷管中喷出的高温高压燃气形成羽烟, 羽烟中包含大量的高温反应气体和金属氧化物, 其中,  $\text{CO}+\text{O}$  的化学反应是紫外波段的主要辐射源, 氧化铝颗粒的热辐射与散射作用直接影响紫外辐射的能量分布<sup>[2]</sup>。

羽烟紫外辐射传热计算主要是热传输方程的求

解, 近年来使用较多的有蒙特卡洛法 (Monte-carlo method, MCM)、离散坐标法 (Discrete ordinate method, DOM)、有限体积法 (Finite volume method, FVM) 等<sup>[3]</sup>, 本文中采用的是 DOM 模型<sup>[4]</sup>, 在 FLUENT 软件中这个模型允许考虑非灰体辐射, 可以将日盲紫外单独作为一个谱带范围来计算。

## 2 紫外辐射模型分析

仿真针对紫外辐射较强的固体火箭发动机稳态燃烧过程, 主要是燃气流动、辐射传热与燃烧过程的数值计算。

由于实际的羽烟流场分布十分复杂, 为了方便计算, 进行如下简化: 1) 燃气流动为湍流, 轴对称, 周向

**基金项目**: 总装预研基金(9140A03030106BQ0121)资助课题。

**作者简介**: 国爱燕(1984—), 女, 博士研究生, 主要从事目标背景光学特性模拟仿真方面的研究。

E-mail: guoaiyan@gmail.com

**导师简介**: 白廷柱(1955—), 男, 教授, 博士, 主要从事光电成像系统模拟仿真等方面的研究。E-mail: tzhbai@bit.edu.cn

速度为零(即发动机不旋转),忽略重力的影响;2) 喷管出口的气体压强等于外界大气压强,燃气完全膨胀;3) 忽略氧化铝颗粒液态向固态的转化,假定为固态颗粒。

仿真计算分为两步:

- 1) 建立物理模型,计算羽烟的流场分布;
- 2) 计算 CO+O 的燃烧反应,加入离散的铝颗粒,求解辐射传输方程。

## 2.1 羽烟的流场分布

从喷管开始计算羽烟流场分布,模型为轴对称收敛-扩张型尾喷管,这种喷管在高超声速飞行器的发动机中经常采用<sup>[5]</sup>。喷管及流场的计算区域如图 1 所示,图 2 为该模型的网格划分。

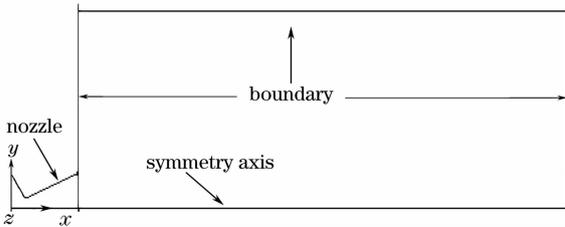


图 1 喷管及流场的计算区域

Fig. 1 Calculation zone of nozzle and flowfield

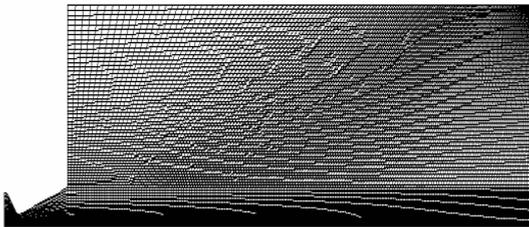


图 2 网格的划分

Fig. 2 Grid geometry

FLUENT 软件中包含了针对羽烟流场模拟的湍流模型: RNG  $k-\epsilon$  湍流模型,结合非平衡壁面条件,能够很好地处理喷管喷出的气流与周围大气的相互掺混、卷吸的物理过程。计算方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\kappa) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\kappa u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \kappa}{\partial x_j}) + G_k + G_b - \rho\epsilon - Y_M + S_k, \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\alpha_\epsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j}) + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{\kappa} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{\kappa} - R_\epsilon + S_\epsilon, \quad (2)$$

(1) 式为基于精确的湍流动能式  $k$ , (2) 式为经验公式导出的扩散式  $\epsilon$ 。式中  $G_k$  表示由层流速度梯度而产生的湍流动能;  $G_b$  是由浮力产生的湍流动能;  $Y_M$  表示在可压缩湍流中,过渡的扩散产生的波动;  $C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}, C_{3\epsilon}$  是常量;  $\alpha_k$  和  $\alpha_\epsilon$  是  $k$  式和  $\epsilon$  式的湍流 Prandtl 数;  $S_k$  和

$S_\epsilon$  是用户自定义的。具体参数如下:

$$\left\{ \begin{aligned} G_k &= -\rho \frac{\mu_{\text{eff}}}{\mu} \frac{\partial \mu_i}{\partial x_i}, \\ G_b &= \beta g_i \frac{\mu_i}{\alpha_{\text{prt}}} \frac{\partial T}{\partial x_i}, \\ \beta &= -\frac{1}{\rho} \left( \frac{\partial \rho}{\partial T} \right), \\ Y_M &= 2\rho \epsilon M_i^2, \\ \mu_i &= \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}, \end{aligned} \right. \quad (3)$$

式中  $\alpha_{\text{prt}}$  为湍流能量普朗特数;  $g_i$  为重力在  $i$  方向上的分量;  $\beta$  为热膨胀系数;  $M_i$  为湍流马赫数;  $\mu_i$  为涡流粘度; 模型常量:  $C_{1\epsilon} = 1.42, C_{2\epsilon} = 1.68, C_\mu = 0.0845$ 。

为了方便后期的地面实验,计算的边界条件<sup>[6]</sup>为: 高度 0 km, 大气压强  $1.01 \times 10^5$  Pa, 温度 288 K, 速度 0.65 Mach, 喷管的入口压强  $1.01 \times 10^6$  Pa, 温度 3399 K, 入口速度 65 m/s, 羽烟的组分参考典型符合推进剂 HTPB-AP-Al<sup>[3]</sup>, 羽烟与空气的具体组分见表 1<sup>[7]</sup> 和表 2。

表 1 羽烟的成分

Table 1 Composition of missile plume

Chemical formula	Mass fraction / %	Volume fraction / %
CO	21.223	20.32
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	18.895	4.97
HCl	18.143	13.51
H <sub>2</sub> O	14.543	21.66
N <sub>2</sub>	16.334	13.60
CO <sub>2</sub>	9.342	5.69
H <sub>2</sub>	1.508	20.21
Cl	0.012	0.01
H	0.001	0.02

表 2 空气的成分

Table 2 Composition of the air

Chemical formula	Mass fraction / %	Volume fraction / %
N <sub>2</sub>	78.08	77
O <sub>2</sub>	10.95	23

## 2.2 辐射传热计算

FLUENT 通过计算能量方程来考虑设定的各项热源模型

$$\rho c_p \frac{DT}{Dt} = \nabla \cdot (\lambda \nabla T - q_{\lambda_1 - \lambda_2}^r) + S_h + \varphi_0 + \beta T \frac{Dp}{Dt}, \quad (4)$$

式中左端为瞬态能量的存储,称为非稳态项,  $\rho$  为密度,  $c_p$  为等压比热容,  $T$  为温度,  $t$  为时间; 右端第一项为导热与热辐射的贡献,  $\lambda$  为热导率,  $q_{\lambda_1 - \lambda_2}^r$  为波段  $\lambda_1 - \lambda_2$  的辐射热流密度矢量; 右端第二项是内热源

$S_h$ , 包括化学能转化的热能; 右端第三项  $\varphi_0$  为粘性耗散函数, 表示粘性耗散生成的热量; 第四项表示膨胀或压缩是压力做的功,  $p$  为压力,  $\beta$  为膨胀系数。

燃烧反应假定为  $CO+O$  快速燃烧, 整体反应速率由湍流混合控制, 湍流缓慢地通过对流混合燃料和氧化剂进入反应区, 在反应区它们快速地燃烧。化学反应带来的热量为

$$S_h = -j \sum_j \left( \frac{h_j^0}{M_j} + \int_{T_{ref,j}}^T c_{p,j} dT \right) R_j, \quad (5)$$

式中  $h_j^0$  为组分  $j$  的生成焓,  $R_j$  为组分  $j$  的体积释热率, (5) 式可以直接代入能量方程式(4)计算。

氧化铝颗粒直径尺寸分布服从 Rosin-Rammler 分布, 该分布假定颗粒直径  $d$  与大于此直径的颗粒的质量分数  $Y_d$  之间存在指数关系

$$Y_d = \exp[-(d/\bar{d})^n], \quad (6)$$

式中  $\bar{d}$  为平均直径,  $n$  为分布指数。颗粒的最小直径为  $1 \mu m$ , 最大直径为  $10 \mu m$ , 平均直径为  $7.34 \mu m$ ,  $n$  值为  $2.43$ 。

$$-\nabla q_r = -4\pi \left( a \frac{\sigma T^4}{\pi} + E_p \right) + (a + a_p)G, \quad (7)$$

(7) 式由颗粒辐射引起的热量源, 可以直接添加能量方程式(4)。其中

$$\begin{cases} E_p = \lim_{V \rightarrow 0} \sum_{n=1}^N \epsilon_{pn} A_{pn} \frac{\sigma T_{pn}^4}{\pi V}, \\ a_p = \lim_{V \rightarrow 0} \sum_{n=1}^N \epsilon_{pn} \frac{A_{pn}}{V}, \end{cases} \quad (8)$$

式中  $a$  为吸收系数,  $G$  为入射辐射;  $\epsilon_{pn}, A_{pn}, T_{pn}$  分别为第  $n$  个颗粒的黑度、投影面积(垂直辐射方向)和温度。求和是对控制体  $V$  内的所有  $N$  个颗粒进行的。

使用灰带模型来计算气体的非灰体辐射, 可以设定几个不同波长范围的谱带, 如将  $200 \sim 300 \text{ nm}$  作为一个间隔, 在第  $K$  个谱带内的吸收、发射、散射性介质内的辐射传递方程<sup>[3]</sup>

$$\frac{dI_k(s, S)}{ds} = -\beta_k I_k(s, S) + \kappa_k I_{bk}(s) + \frac{\sigma_{sk}}{4\pi} \int_{\Omega_i=4\pi} I_k(s, S_i) \Phi_k(S_i, S) d\Omega_i + S_h, \quad (9)$$

式中  $I_k(s, S)$  表示空间位置  $s$ , 传输方向  $S, k$  谱带内的辐射强度;  $I_{bk}(s)$  为黑体谱带辐射强度;  $\kappa_k, \sigma_{sk}, \beta_k$  分别为介质的谱带吸收、散射和衰减系数;  $\Phi_k(S_i, S)$  为散射相函数;  $S_h$  为化学反应产生的吸、放热及其他自定义的体积源相。对(9)式全空间  $4\pi$  积分, 得到辐射的光谱辐射热流密度矢量

$$\nabla q_\lambda = 4\pi \kappa_\lambda(s) [I_{bk}(s) - H_\lambda(s)], \quad (10)$$

式中  $q_\lambda$  为光谱辐射热流密度矢量,

$$\text{div } q_\lambda = \int_{\Omega=4\pi} \frac{dI_\lambda(s, S)}{ds} d\Omega,$$

$H_\lambda(s)$  为光谱投射辐射函数,

$$H_\lambda(s) = \int_{\Omega=4\pi} I_\lambda(s, S) d\Omega,$$

(10) 式可以直接代入能量方程式(4)。

忽略气相的散射, 采用灰气体加权平均模型 (WSGGM) 来计算变化的吸收系数, WSGGM 的基本思想是气体的总发射率  $\epsilon_g$  和总吸收率  $a_g$  为  $N$  个灰气体发射率和吸收率的加权和,

$$\epsilon_g(T_g, L) = \sum_{n=1}^N a_{\epsilon,n}(T_g) [1 - \exp(-\kappa_n L)], \quad (11)$$

$$a_g(T_g, L) = \sum_{n=1}^N a_{a,n}(T_g) [1 - \exp(-\kappa_n L)], \quad (12)$$

式中  $a_{\epsilon,n}, a_{a,n}$  分别为第  $n$  种灰气体的发射和吸收率的加权因子,  $\kappa_n$  为第  $n$  种灰气体的吸收系数,  $T_g$  为气体的温度,  $L$  为辐射的行程长度,  $1 - \exp(-\kappa_n L)$  的物理意义为第  $n$  种灰气体的吸收率; 加权因子  $a_{\epsilon,n}(T_g), a_{a,n}(T_g)$  采用关于温度的多项式拟合。

在笛卡尔坐标系  $(x, y, z)$  下, 采用离散坐标法, 空间中某一位置的  $4\pi$  空间角的每个像限被分割成  $N_\theta \times N_\varphi$  个辐射立体角,  $\theta, \varphi$  分别为经纬度角, 其大小  $\Delta\theta, \Delta\varphi$  为常数, 在二维的情况仅需要求解四个像限。

### 3 计算结果

应用上述理论模型的计算结果在这里给出。图 3 与图 4 为羽烟流场的计算结果, 图 3 为流场的温度分布, 图 4 为流场中  $CO_2$  的分布, 这部分  $CO_2$  是燃烧室反应时生成的。

图 5 与图 6 为启动燃烧反应后的计算结果, 图 5 为温度分布, 图 6 为  $CO_2$  的分布, 通过比较图 5 与图 3, 图 6 与图 4, 可以发现在  $CO_2$  的生成区域, 即燃烧反应发生区域, 温度有了明显的升高。图 7 与图 8 为加入氧化铝颗粒后, 颗粒的轨迹与温度分布。



图 3 羽烟流场的温度分布(K)

Fig. 3 Contours of static temperature (K)

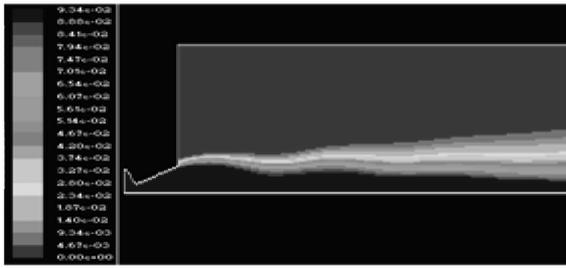


图 4 羽烟流场中 CO<sub>2</sub> 的质量分数分布  
Fig. 4 Contours of mass fraction of CO<sub>2</sub>

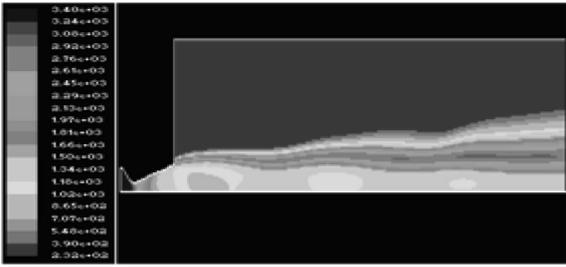


图 5 燃烧反应后的温度分布(K)  
Fig. 5 Contours of static temperature (K)

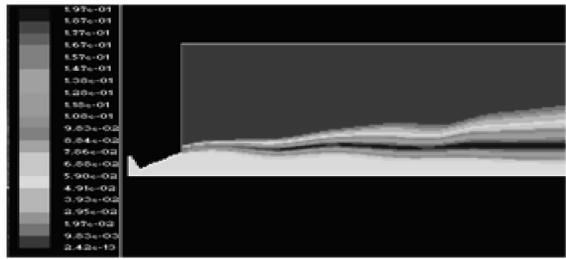


图 6 燃烧后 CO<sub>2</sub> 的质量分数分布  
Fig. 6 Contours of mass fraction of CO<sub>2</sub>

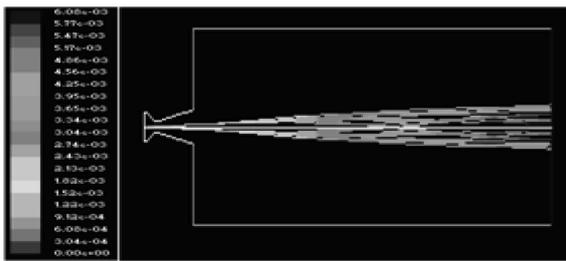


图 7 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 颗粒的轨迹  
Fig. 7 Particle traces of Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

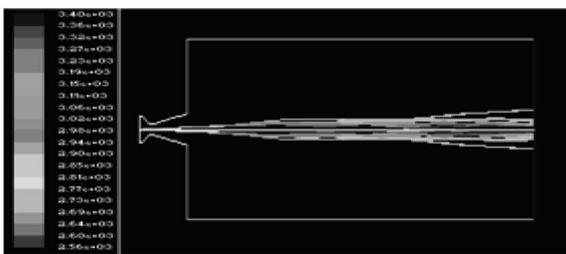


图 8 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 颗粒的温度分布(K)  
Fig. 8 Contours of static temperature of Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> (K)

图 9 为综合考虑以上因素得到的羽烟紫外辐射的强度分布,图 10 为图 9 经过三维投影后得到的 90°方向的紫外辐射强度分布。图 11 为 Filip Neele 利用 UVPLUME 仿真得到的 HTPB-AP-Al 推进剂的导弹尾焰紫外辐射图像<sup>[3]</sup>。



图 9 紫外辐射分布(200~300 nm)  
Fig. 9 Contours of UV radiation intensity (200~300 nm)

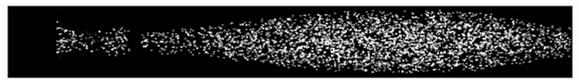


图 10 投影后的紫外辐射分布(200~300 nm)  
Fig. 10 Projection of UV radiation intensity distribution at 90°



图 11 HTPB-AP-Al 导弹尾焰的紫外图像  
Fig. 11 UV image of HTPB-AP-Al missile plume (280 nm)

### 4 结 论

比较图 11 与图 10 可以看出,二者均能够体现二次燃烧带来的辐射强度的增加,但是在分布形状上还有一定差别,原因主要是因为采用不同的计算模型,特别是湍流模型与氧化铝颗粒模型。FIUENT 软件中采用 RNG  $k-\epsilon$  湍流模型,氧化铝颗粒为 Rosin-Rammler 分布;UVPLUME 中采用 REP 计算流场,氧化铝颗粒为 Wroster 分布。湍流模型决定了羽烟流场的分布形状,在此基础上,铝颗粒模型影响了紫外辐射的分布。其次,限于条件,本模型在模拟仿真中还存在以下问题:

- 1) 模型的计算区域太小,没有覆盖整个流场;
- 2) 湍流与燃烧、固体颗粒喷射的耦合不明显。

针对以上情况,需要建立更大的计算模型,进行更细致的网格划分。此外,改进燃烧反应,考虑更多的影响辐射的因素,比如 OH, H<sub>2</sub>O 等<sup>[10]</sup>,增加射流源的个数等也是今后需要开展的工作。

## 参 考 文 献

- 1 F. Neele, R. Schleijsen. UV missile plume signatures [C]. *SPIE*, 2002, **4718**: 369~379
- 2 A. Roblin, P. E. Baudoux, P. Chervet. UV missile plume signatures model[C]. *SPIE*, 2002, **4718**: 344~355
- 3 J. M. Burt, I. D. Boyd. High-altitude plume simulations for a solid propellant rocket[J]. *AIAA*, 2007, **45**(12): 2872~2883
- 4 W. A. Fiveland. Three-dimensional radiative heat-transfer solutions by the discrete-ordinates method[J]. *J. Thermophysics*, 1998, **2**(4): 309~316
- 5 G. P. Sutton, O. Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*[M]. Beijing: Science Press, 2003. 54~62  
G. P. 萨顿, O. 比布拉兹. *火箭发动机基础*[M]. 洪 鑫, 张宝炯 译. 北京: 科学出版社, 2003. 54~62
- 6 Wu Xiaosong, Chen Jun, Wang Dong *et al.*. Numerical Simulations of Working Progress of Solid Rocket Engine[M]. Beijing: High Education Press, 2006. 245~252  
武晓松, 陈 军, 王 栋 等. *固体火箭发动机工作过程数值仿真*[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006. 245~256
- 7 F. Neele, R. Schleijsen. Electro-optical missile plume detection [C]. *SPIE*, 2003, **5075**: 270~280
- 8 J. L. Rapanotti. FLUENT-based modeling of rocket exhaust signatures[C]. *SPIE*, 2006, **6239**: OS1~10
- 9 Tan Heping, Xia Xinlin, Liu Linhua *et al.*. Numerical Computation of Infrared Radiation and Transmission [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006. 25~27  
谈和平, 夏新林, 刘林华 等. *红外辐射特性与传输的数值计算*[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006. 25~27
- 10 Yu Plastinin, G. Karabadzhak, B. Khmelinin *et al.*. Ultraviolet, visible and infrared spectra modeling for solid and liquid-fuel rocket exhausts[J]. *AIAA*, 2001, **0660**: 1~6