

# 复燃对固体火箭尾焰红外辐射特性的影响

刘尊洋 邵立 汪亚夫 孙晓泉

(合肥电子工程学院脉冲功率激光技术国家重点实验室, 安徽 合肥 230037)

**摘要** 为了定量研究复燃对固体火箭尾焰红外辐射特性的影响, 建立了一个可以计算固体火箭尾焰复燃流场和红外辐射特性的模型: 使用 Fluent 软件计算固体火箭尾焰复燃流场; 分别使用窄带模型和米氏散射理论计算气体和  $\text{Al}_2\text{O}_3$  的辐射参数; 使用有限体积法 (FVM) 求解尾焰中的辐射传输方程 (RTE)。利用上述模型, 分别研究了复燃对无  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子和含有  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子两种固体火箭尾焰红外辐射特性的影响, 并分析了对二者影响差异的原因。结果表明, 复燃使无粒子尾焰光谱辐射强度增幅显著, 在  $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$  和  $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$  两个主要辐射波段平均辐射强度的增加比例分别达到了 46.4% 和 58.4%; 复燃使含粒子尾焰光谱辐射强度增幅较小, 在  $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$  和  $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$  两个波段平均辐射强度的增加比例分别为 7.7% 和 8.4%。初步分析认为, 复燃使两种尾焰温度增幅不同导致了辐射增幅的差异。

**关键词** 红外辐射; 复燃的影响; 有限体积法; 固体火箭尾焰

**中图分类号** TN215 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/AOS201333.0604001

## Influence on Afterburning on Infrared Radiation of Solid Rocket Exhaust Plume

Liu Zunyang Shao Li Wang Yafu Sun Xiaoquan

(State Key Laboratory of Pulsed Power Laser Technology, Hefei Electronic Engineering Institute, Hefei, Anhui 230037, China)

**Abstract** Aimed at studying the influence of afterburning on the infrared radiation of a solid rocket exhaust plume, a model which can calculate the afterburning flow field and infrared radiation of a solid rocket exhaust plume is founded. The Fluent software is used to calculate the afterburning flow field of a solid rocket exhaust plume. Then, a narrow band model and the Mie scattering theory are employed to calculate the radiation parameters of gas and  $\text{Al}_2\text{O}_3$ . The finite volume method (FVM) is used to solve the radiation transfer equation (RTE). Based on this model, the influences of afterburning on the infrared radiation of solid rocket exhaust plumes both without and with  $\text{Al}_2\text{O}_3$  are studied respectively, and the cause of the difference of the influence degree between the two cases is analyzed. Results show that, afterburning can enhance the infrared spectral radiation of the plume without  $\text{Al}_2\text{O}_3$  greatly, and the average increase ratio of the two domain radiation band of  $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$  and  $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$  achieve 46.4% and 58.4% respectively. Besides, the radiation increment of plume with  $\text{Al}_2\text{O}_3$  is smaller, and the average increase proportions of the two radiation bands  $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$  and  $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$  achieve 7.7% and 8.4% respectively. It is considered that the difference of infrared radiation increment results from the difference of temperate increment between the two cases.

**Key words** infrared radiation; influence of afterburning; finite volume method; solid rocket exhaust plume

**OCIS codes** 040.3060; 290.6815; 300.6340; 280.6780; 290.5850

## 1 引言

固体火箭尾焰中未完全燃烧的高温气体喷入大

气后, 与从空气中卷吸入的氧气发生二次燃烧(复燃), 增加了尾焰的温度, 进而增大了尾焰的辐射强

收稿日期: 2012-12-24; 收到修改稿日期: 2013-03-06

基金项目: 国家重点实验室基金项目(10J006)资助课题。

作者简介: 刘尊洋(1984—), 男, 博士研究生, 主要从事目标的红外辐射特性方面的研究。E-mail: liukp2003@163.com

导师简介: 孙晓泉(1962—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要从事光学技术方面的研究。E-mail: sunxq@ustc.com

(通信联系人)

度<sup>[1]</sup>。但是,由于考虑复燃时需要计算复杂的化学反应和化学反应带来的能量变化和组分比例变化对流场的影响<sup>[2]</sup>,将大大增加流场计算的难度和工作量。为此,需要定量研究复燃对尾焰红外辐射影响的程度,进而为在计算中是否考虑复燃反应提供参考。另外,固体推进剂中常掺入铝粉,使尾焰中含有  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子,可能导致复燃对尾焰红外辐射的影响与不含粒子尾焰有所不同,所以还需要研究复燃对含  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子尾焰红外辐射特性的影响。

近年来,人们对尾焰红外辐射特性计算方法的研究取得了一系列的进展,并提出了新的计算模型如蒙特卡罗法<sup>[3]</sup>、反向蒙特卡罗法<sup>[4]</sup>、六流法<sup>[5]</sup>、有限体积法<sup>[6]</sup>和离散坐标法<sup>[7]</sup>等。但是,上述文献没有讨论复燃对固体火箭尾焰红外辐射特性的影响。姜毅等<sup>[2,8]</sup>研究了复燃对流场温度和组分分布的影响,但并未涉及其对尾焰红外辐射特性的影响。国爱燕等<sup>[9]</sup>研究了固体火箭复燃流场的紫外特性,但是也没有涉及复燃对尾焰红外辐射的影响。王伟臣等<sup>[1]</sup>研究了复燃对尾焰流场和红外辐射特性的影响,但是,该文主要研究辐射强度在尾焰近场内各点的分布情况,没有涉及复燃对尾焰的整体光谱辐射特性的影响。文献<sup>[10]</sup>研究了复燃对液体火箭尾焰红外辐射的影响,但该文仅涉及液体火箭的纯气体尾焰,未考虑固体粒子的影响。

为了定量研究复燃对固体火箭尾焰红外辐射特性的影响程度,本文建立了一个较完整的计算模型。首先,使用 Fluent 软件计算固体火箭尾焰复燃流场;然后,分别使用基于 HITEMP 数据库的窄带模型和米氏散射理论计算气体和  $\text{Al}_2\text{O}_3$  的辐射参数;最后,使用有限体积法(FVM)编程求解尾焰中的辐射传输方程(RTE)。利用上述模型,分别研究了固体火箭尾焰中无  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子和含有  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子时复燃对尾焰红外辐射特性的影响,对比了复燃对上述两种情况影响程度的差异,并分析了产生差异的原因。

## 2 流场计算模型

含粒子复燃流场的计算是一个比较较复杂的过程,涉及气相多组分湍流流场,气、固两相耦合流场和复燃反应模型等内容,本节只简要介绍流场计算方法。

### 2.1 纯气相无复燃流场计算

使用 Fluent 软件计算流场时,选择基于密度算法的隐式求解器进行求解,耦合求解连续方程、动量

方程、能量方程和组分输运方程,湍流模型选用选择标准  $k-\epsilon$  两方程模型,壁面附近采用标准壁面函数。

### 2.2 气固两相流场计算

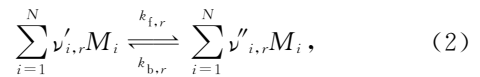
选择拉格朗日-欧拉模型计算气固两相耦合流场,使用随机游走模型计算湍流作用下颗粒的运动轨迹。计算两相耦合流场时,忽略颗粒与气相间的质量交换,考虑颗粒与气相之间动量和热量交换,首先计算气相流场对离散颗粒的动量和热量的改变作用,然后在后续的迭代中计算相间耦合对气相的影响。随机游走模型通过求解颗粒作用力微分方程来计算离散相颗粒的轨道,颗粒的作用力平衡方程在笛卡尔坐标系下的形式为

$$\frac{du_p}{dt} = F_D(u - u_p), \quad (1)$$

式中  $u$  为流体速度,  $u_p$  为颗粒速度,  $F_D(u - u_p)$  表示颗粒的单位质量曳力<sup>[11]</sup>。

### 2.3 复燃流场计算

选择层流有限速率模型<sup>[10]</sup>,使用 Arrhenius 公式计算化学源项。第  $r$  个反应的化学反应方程式为



式中  $N$  是系统中化学物质数目,  $\nu'_{i,r}$  是反应  $r$  中反应物  $i$  的化学计量系数,  $\nu''_{i,r}$  是反应  $r$  中生成物  $i$  的化学计量系数,  $M_i$  是第  $i$  种物质的符号,  $k_{f,r}$  是反应  $r$  的正向速率常数,  $k_{b,r}$  是反应  $r$  的逆向速率常数。

用 Arrhenius 定律表示的正向化学反应速率常数为

$$k_f = A_r T^n \exp[-E_r/(RT)], \quad (3)$$

式中  $A_r$  是指前因子,  $n$  是温度  $T$  的指数,  $E_r$  是活化能,  $R$  是通用气体常量。

流场中组分  $i$  净生成速率由化学物质  $i$  的化学反应净源项通过有其参加的  $N_r$  个化学反应的 Arrhenius 反应源的和计算得到:

$$R_i = M_{w,i} \sum_{r=1}^{N_r} \hat{R}_{i,r}, \quad (4)$$

式中  $M_{w,i}$  是第  $i$  种物质的分子量,  $\hat{R}_{i,r}$  是第  $i$  种物质在第  $r$  个反应中的产生/分解速率。

化学反应释放出的能量会对流场分布及尾焰红外辐射特性产生较大影响,为此在流场能量守恒方程中加入化学反应源项,以考虑化学反应对流场和辐射的影响,化学反应源项的  $S_h$  的表达式为<sup>[11]</sup>

$$S_h = - \sum_i \frac{h_i^0}{M_{w,i}} R_i, \quad (5)$$

式中  $u = P_i L (296/T)$  是组分  $i$  气体的标准状态焓。

### 3 辐射物性和辐射传输计算模型

#### 3.1 气体辐射参数

使用窄带模型计算气体的辐射特性。考虑两种主要辐射气体  $\text{CO}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  的辐射,在某一波数  $\eta$  附近波带内的平均透过率  $\bar{\tau}_\eta$  为

$$\bar{\tau}_\eta = \exp\left[-2 \frac{\gamma_\eta}{d_\eta} \left(\sqrt{1 + \frac{u\bar{\kappa}_\eta d_\eta}{\gamma_\eta}} - 1\right)\right], \quad (6)$$

式中  $u = P_i L (296/T)$ , 标准化到 0.101 MPa, 296 K;  $P_i$  为  $\text{H}_2\text{O}$  或  $\text{CO}_2$  的分压力,  $L$  为行程长度,  $\bar{\kappa}_\eta$ ,  $1/d_\eta$  和  $\gamma_\eta$  分别为  $\eta$  处的平均吸收系数、谱线密度和谱线的平均半峰全宽,使用董士奎等<sup>[12,13]</sup>提出的方法以 HITEMP 数据库为基础计算。混合气体的透射率为二者对应波段透过率之积。

#### 3.2 粒子辐射参数

使用米氏散射理论计算单个粒子的辐射特性,粒子的衰减效率因子  $Q_e$ 、散射效率因子  $Q_s$ 、反照率  $\omega$ 、吸收效率因子  $Q_a$  和散射相函数  $\Phi$  分别为<sup>[14,15]</sup>

$$\begin{aligned} Q_e(m, \chi) &= \frac{2}{x^2} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1) \text{Re}(a_n + b_n), \\ Q_s(m, \chi) &= \frac{2}{x^2} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1) (|a_n|^2 + |b_n|^2), \\ \omega &= Q_s/Q_e, \\ Q_a(m, \chi) &= Q_e(m, \chi) - Q_s(m, \chi), \\ \Phi(m, \chi, \Theta) &= \frac{2}{Q_s(m, \chi)x^2} (|S_1|^2 + |S_2|^2), \quad (7) \end{aligned}$$

式中  $m$  为粒子复折射率,  $m = n - j\kappa$ ,  $n, \kappa$  分别为单折射率和吸收指数<sup>[15~17]</sup>;  $\chi$  为尺度参数,  $\chi = 2\pi r/\lambda$ ;  $\Theta$  为散射方向与入射方向间的夹角,简称散射角;  $a_n, b_n$  为米氏散射系数<sup>[18]</sup>;  $S_1, S_2$  为复数幅值函数<sup>[15]</sup>。

假设尾焰中单个微体内的散射可视为单次独立散射,则粒子系的散射系数  $Q_{s_0}$ 、吸收系数  $Q_{a_0}$ 、衰减系数  $Q_{e_0}$  和相函数  $\Phi(\theta)$  计算公式为<sup>[15]</sup>

$$\begin{aligned} Q_{s_0} &= \int_0^{\infty} N(r) Q_s(r) \pi r^2 dr, \\ Q_{a_0} &= \int_0^{\infty} N(r) Q_a(r) \pi r^2 dr, \\ Q_{e_0} &= \int_0^{\infty} N(r) Q_e(r) \pi r^2 dr, \\ \Phi(\theta) &= \frac{1}{Q_{s_0}} \int_0^{\infty} N(r) Q_s(r) \pi r^2 \Phi(\theta, r) dr, \quad (8) \end{aligned}$$

式中  $Q_s(r), Q_a(r), Q_e(r)$  和  $\Phi(\theta, r)$  分别为半径为  $r$

的粒子的散射效率因子、吸收效率因子、衰减效率因子和相函数;  $N(r)$  为粒子半径的分布密度函数。尾焰中粒径分布的计算参考 Hermsen<sup>[19]</sup>和 Reed<sup>[16]</sup>的研究成果完成。

#### 3.3 辐射传输计算模型

在吸收、发射和散射性介质内辐射传递方程的表达式为<sup>[20]</sup>

$$\begin{aligned} \frac{dL_\lambda(s, v)}{ds} &= -\alpha_\lambda(s) L_\lambda(s, v) + \\ &\alpha_\lambda(s) L_{\text{bl}}(s) - \sigma_\lambda(s) L_\lambda(s, v) + \\ &\frac{\sigma_\lambda(s)}{4\pi} \int_{v_j=4\pi} L_\lambda(s, v_i) \Phi(\lambda, v_i, v) dv_i, \quad (9) \end{aligned}$$

式中  $L_\lambda(s, v)$  是沿  $v$  传输方向、在空间位置  $S$  处、波长为  $\lambda$  的光谱辐射亮度,  $\alpha_\lambda(s)$  和  $\sigma_\lambda(s)$  是介质的光谱吸收系数和光谱散射系数,  $L_{\text{bl}}(s)$  为黑体光谱辐射强度,  $\Phi(\lambda, v_i, v)$  是光谱散射相函数。本文使用有限体积法求解尾焰中的辐射传输方程,具体过程参考文献<sup>[21]</sup>。

## 4 算例与分析

#### 4.1 模型验证

图 1(a)为使用所建立的模型计算含粒子尾焰复燃流场和红外辐射模型,其中虚线和实线分别为仅考虑气体辐射和耦合计算气体与  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子辐射得到的光谱辐射亮度。图 1(b)为美国国家航空航天局(NASA)公布的使用标准红外辐射模型(SIRRM)计算的某固体火箭尾焰纯气体辐射和耦合气体和  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子辐射的光谱辐射亮度<sup>[22]</sup>。通过对比可以发现,两图中光谱辐射亮度分布规律较为一致,且纯气体辐射与气体粒子耦合辐射之间大小比例关系也具有较好的一致性。由于不能获取图 1(b)具体输入参数,本算例只能证明本文方法计算得到的尾焰光谱辐射规律以及纯气体辐射与气体粒子耦合辐射之间相对关系较为合理。

为了验证模型计算结果数值的正确性,使用所建立的模型结合文献<sup>[23]</sup>提供的参数计算液体火箭 Titan III B 的纯气体尾焰复燃流场和光谱辐射强度,并与 NASA 使用标准尾焰流场(SPF)模型和 SIRRM 计算的结果<sup>[23]</sup>进行对比,计算结果分别如图 3(a)、(b)所示。由图 3 可以看出,二者光谱分布规律和辐射强度大小都较吻合,证明了本文建立模型的计算结果数值的正确性。

考虑尾焰辐射的计算涉及射流流场的计算、复燃反应的计算、气体辐射参数的计算、粒子辐射参数

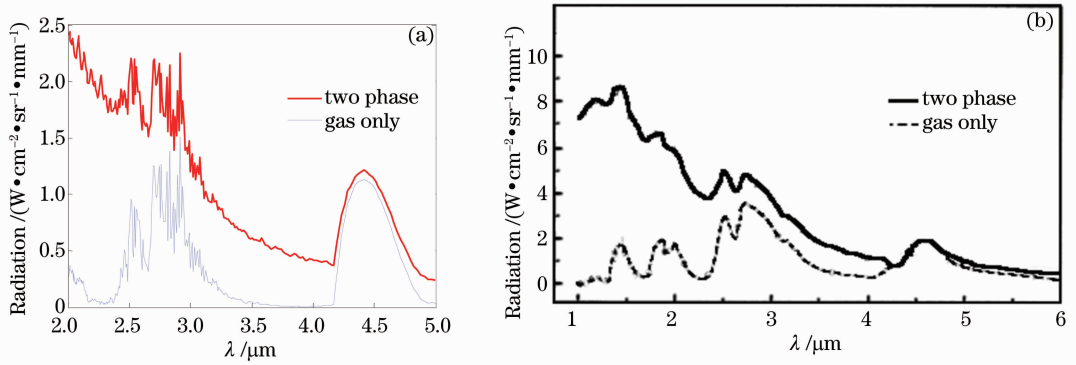


图 1 使用(a)本文所建立的模型和(b)SIRRМ计算得到的固体火箭尾焰光谱辐射亮度

Fig. 1 Radiation of solid rocket exhaust plume calculated by (a) the founded model and (b) SIRRМ

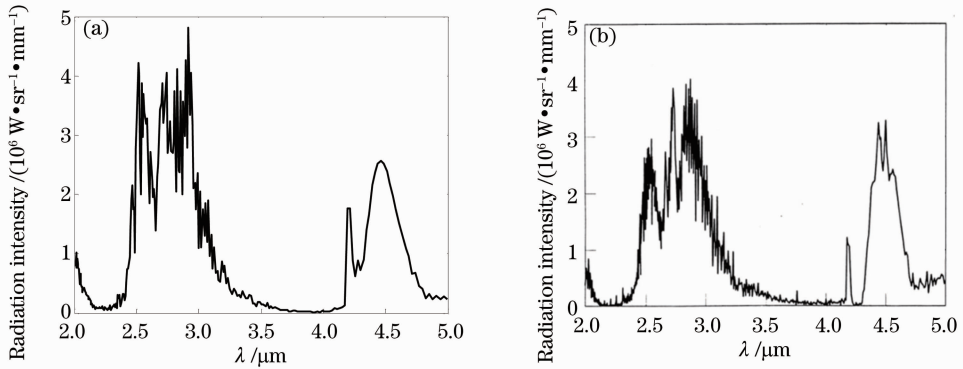


图 2 使用(a)本文所建立的模型和(b)SPF 和 SIRRМ计算得到的 Titan III B 的辐射强度

Fig. 2 Radiation of Titan III B calculated by (a) the founded model and (b) SPF and SIRRМ

的计算以及辐射传输方程的求解等复杂过程,综合上述两个仿真对比的结论可以证明本文所建立模型的正确性。

#### 4.2 算例参数

假设固体火箭在 10 km 高空的飞行速度为 2 Ma(10 km 高空, 1 Ma = 300 m/s)。考虑尾焰流场具有轴对称性,为提高计算效率,选取二维流场的一半作为计算区域,如图 3(a)所示,其中  $L$  和  $R$  分别为计算区域的长度和半径,  $L \times R = 300 \text{ m} \times 20 \text{ m}$ 。

边界条件定义如下:  $AB$  为喷管入口,使用压力入口边界条件,压强为 4.8 MPa,温度为 3550 K。 $CD$  和  $DE$  为压力远场边界条件,压强为 26500 Pa,温度为 223 K,自由来流马赫数为 2。 $EG$  为压力出口边界条件,压强和温度分别为 26500 Pa 和 223 K,  $BC$  为火箭喷管内壁面,  $AG$  为对称轴。

喷口附近区域网格划分的放大图如图 3(b)所示,为了保证计算精度和效率,喷管内部、喷管出口  $CH$  边界及对应的  $FG$  边界划分较密,使用固定间

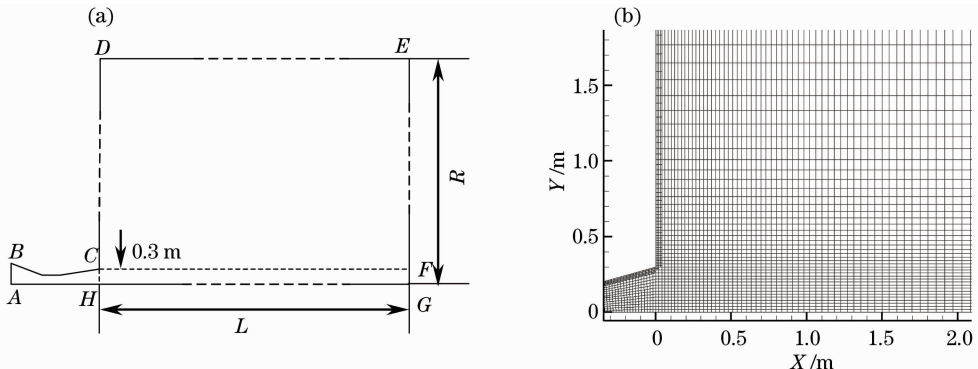


图 3 计算区域和喷管出口附近网格划分

Fig. 3 (a) Calculating zone and (b) grid near the nozzle outlet

隔为 2 cm 划分,  $L$  方向和  $R$  方向上的  $CD$  部分均使用等比例逐渐稀疏的划分方式, 设定起始间隔为 2 cm, 对于  $L \times R = 300 \text{ m} \times 20 \text{ m}$  的流场,  $L$  方向和  $CD$  边界划分网格数为  $G_L G_R = 300 \times 60$ ; 对于  $LR = 1000 \text{ m} \times 60 \text{ m}$  的流场,  $G_L G_R = 600 \times 60$ ,  $FE$  的划分方法与  $CD$  一致。同时为提高计算收敛性, 对喷管内壁和流场边界附近的网格作进一步加密。多次仿真实验证明了此网格划分策略的可行性。

尾焰中的气体成分仅考虑 10 种主要组分  $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{CO}$ 、 $\text{CO}_2$ 、 $\text{HCl}$ 、 $\text{H}_2$ 、 $\text{N}_2$ 、 $\text{O}_2$ 、 $\text{OH}$ 、 $\text{H}$  和  $\text{O}$ 。此外需讨论尾焰中不含  $\text{Al}_2\text{O}_3$  和含有  $\text{Al}_2\text{O}_3$  (质量分数为 42%) 两种情况。喷管出口处各组分质量分数如表 1 所示。假设环境中仅含有  $\text{N}_2$  和  $\text{O}_2$  两种组分, 质量分数分别为 0.234 和 0.766。羽流中的后燃现象主要由  $\text{H}_2$  和  $\text{CO}$  的氧化反应组成, 本文使用  $\text{H}_2/\text{CO}$  氧化反应体系<sup>[1]</sup>进行化学计算, 反应机理数据如表 2 所示, 其中  $M$  为第三体, 不参与化学反应表 2 中  $T$  为温度, 单位为 K。

表 1 各组分在喷管出口的质量分数

Table 1 Mass fractions of species at nozzle outlet

Speices	Case1	Case2
$\text{H}_2\text{O} / \%$	26.8	15.54
$\text{CO}_2 / \%$	22.1	12.24
$\text{CO} / \%$	11.5	6.67
$\text{H}_2 / \%$	0.406	0.24
$\text{O}_2 / \%$	0	0
$\text{N}_2 / \%$	10.3	6.61
$\text{HCl} / \%$	28.8	16.70
$\text{OH} / \%$	0	0
$\text{H} / \%$	0	0
$\text{O} / \%$	0	0
$\text{Al}_2\text{O}_3 / \%$		42.0

表 2 尾焰中化学反应模型

Table 2 Chemistry reaction model in exhaust plume

Reaction formula	Reaction constant
$\text{CO} + \text{O} + \text{M} = \text{CO}_2 + \text{M}$	$7 \times 10^{-33} \exp(-2200/T)$
$\text{CO} + \text{OH} = \text{CO}_2 + \text{H}$	$2.8 \times 10^{-17} T^{1.3} \exp(330/T)$
$\text{H}_2 + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{H}$	$1.9 \times 10^{-15} T^{1.3} \exp(-1825/T)$
$\text{H}_2 + \text{O} = \text{OH} + \text{H}$	$3.0 \times 10^{-14} T \exp(-4480/T)$
$\text{H} + \text{O}_2 = \text{OH} + \text{O}$	$2.4 \times 10^{-10} \exp(-8250/T)$
$\text{OH} + \text{OH} = \text{H}_2\text{O} + \text{O}$	$1 \times 10^{-11} \exp(-550/T)$
$\text{H} + \text{H} + \text{M} = \text{H}_2 + \text{M}$	$3 \times 10^{-30} T^{-1}$
$\text{O} + \text{O} + \text{M} = \text{O}_2 + \text{M}$	$3 \times 10^{-34} \exp(900/T)$
$\text{O} + \text{H} + \text{M} = \text{OH} + \text{M}$	$1 \times 10^{-29} T^{-1}$
$\text{H} + \text{OH} + \text{M} = \text{H}_2\text{O} + \text{M}$	$1 \times 10^{-25} T^{-2}$

结合算例参数和文献[19]公式, 计算得到含粒子尾焰中  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子的平均直径为  $3.296 \mu\text{m}$ , 直径分布密度函数如图 4 所示。

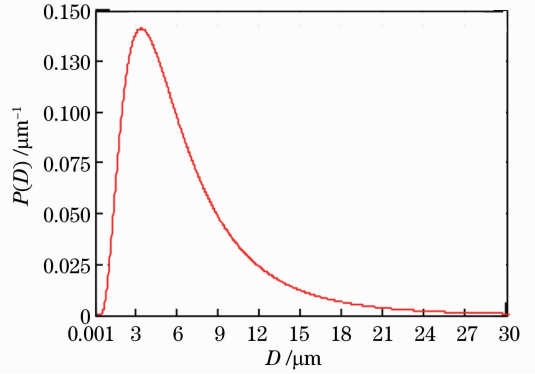


图 4  $\text{Al}_2\text{O}_3$  直径分布密度函数

Fig. 4 Distribution density function of  $\text{Al}_2\text{O}_3$  diameter

根据流场分布, 选取底面半径和高分别为 2.5 m 和 288 m 的圆柱体区域内的尾焰计算红外辐射。计算光谱范围为  $2 \sim 5 \mu\text{m}$ , 窄带模型的带宽为  $12 \text{ cm}^{-1}$ 。

### 4.3 结果与分析

图 5(a)和图 5(b)分别为复燃对无粒子和含粒子尾焰近场温度场的影响, 为了方便对比, 两图中上半部分和下半部分分别为复燃和冻结尾焰(即不考虑复燃反应的尾焰, 可称为复燃前的尾焰)相同区域的温度。图 6 为复燃前后无粒子和含粒子尾焰的轴线温度分布以及两种情况下尾焰轴线温度增加量。需要说明的是, 图 5(b)中近场的温度远高于图 5(a)是由于空气动力学作用, 无粒子尾焰喷入大气后温度下降非常快, 而由于固体粒子温度变化的滞后性, 含粒子尾焰的温度下降速度相对较慢。

观察图 5 和图 6 可以发现, 不论尾焰中是否含有固体粒子, 复燃都会使流场混合区温度有所增加。具体而言, 对于无粒子尾焰, 复燃使轴线温度从  $x = 5 \text{ m}$  附近开始有明显的升温, 且在  $x = 18 \text{ m}$  处升温达到最大值为 250 K, 对于含粒子尾焰, 复燃使轴线温度从  $x = 14 \text{ m}$  附近开始有明显的升温, 且在  $x = 18 \text{ m}$  处升温达到最大值为 210 K。对比无粒子尾焰和含粒子尾焰的复燃升温效果, 可以发现, 尾焰中的  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子会减弱复燃的升温效果, 分析认为有两个可能的原因: 1)  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子减弱了尾焰中的复燃反应; 2) 含粒子尾焰温度较高, 与环境热量交换速度更快, 导致损失能量大, 所以升温受限制。

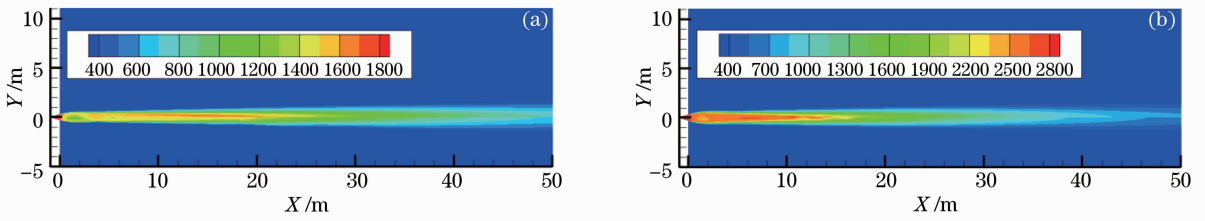


图 5 复燃对(a)无粒子和(b)含粒子尾焰流场温度分布的影响

Fig. 5 Influence of reaction on the temperature distribution of plume flow field (a) with particles and (b) without particles

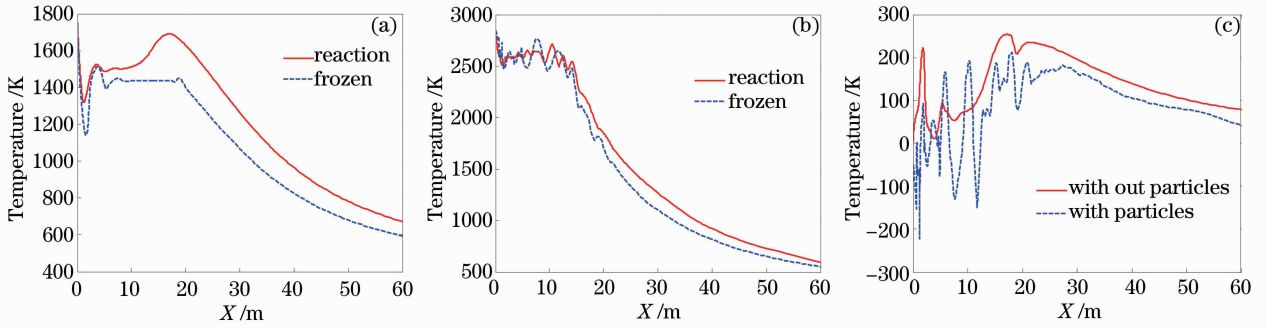


图 6 (a)无粒子和(b)含粒子尾焰流场轴线温度分布及(c)两种情况下的温度增量对比

Fig. 6 Axis temperature distribution of plume flow field (a) with particles and (b) without particles and (c) comparison of temperature increment of (a) and (b)

图 7 为无粒子尾焰复燃前后辐射变化情况,其中图 7(a)为复燃前后红外辐射强度光谱曲线,图 7(b)为复燃导致光谱辐射强度的增加量和增加比例光谱。图 8 为含粒子尾焰复燃前后辐射变化情况,其中图 8(a)为复燃前后光谱辐射强度曲线,图 8(b)为复燃导致光谱辐射强度的增加量和增加比例。由图 7,8 可知,对于固体火箭尾焰而言,不论尾焰中是否含有固体粒子,复燃都可以增加尾焰的光谱辐射强度。具体而言,复燃可以使无粒子尾焰光谱辐射强度增加较多,最大增加比例达到 125% 左右,在 2.5~3.0 μm 和 4.2~4.7 μm 两个主要辐射波段平均辐射强度的增加比例分

别达到了 46.4% 和 58.4%;复燃使含粒子尾焰光谱辐射强度增加较少,最大增加比例约为 13.7%,而在 2.5~3.0 μm 和 4.2~4.7 μm 两个波段平均辐射强度的增加比例分别为 7.7% 和 8.4%。分析认为,辐射增加比例差异较大主要由三个原因导致:1)由于复燃使无粒子流场升温幅度高于含粒子尾焰;2)由于无粒子尾焰复燃升温最强烈区域发生在尾焰的高温区,而含粒子尾焰则发生在温度下降区域,故复燃对尾焰光谱辐射强度的影响出现较大差异;3)含粒子尾焰流场温度较高,本身辐射强度较大,即使同样的光谱辐射强度增加幅度,辐射的增加比例也会更低。

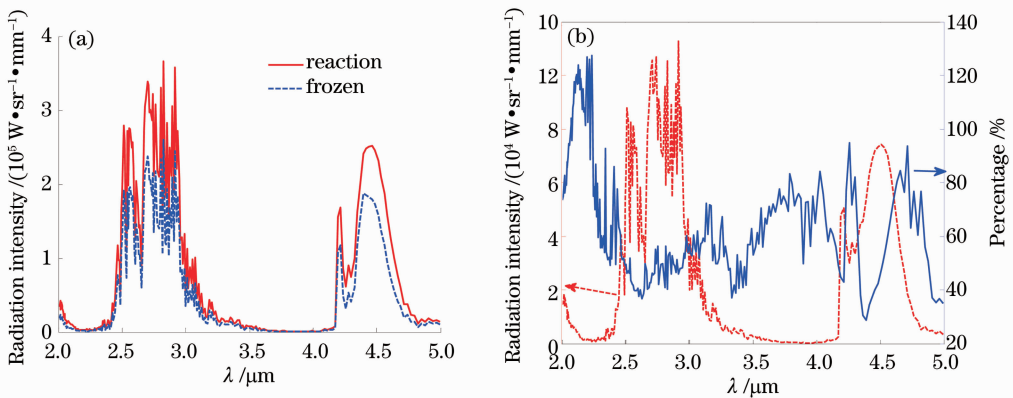


图 7 (a)无粒子尾焰复燃前后光谱辐射强度;(b)复燃导致的光谱辐射强度的增加量和增加比例

Fig. 7 (a) Spectral intensity of reaction and frozen plume without particles; (b) amount and percentage of spectral radiation increment caused by reaction



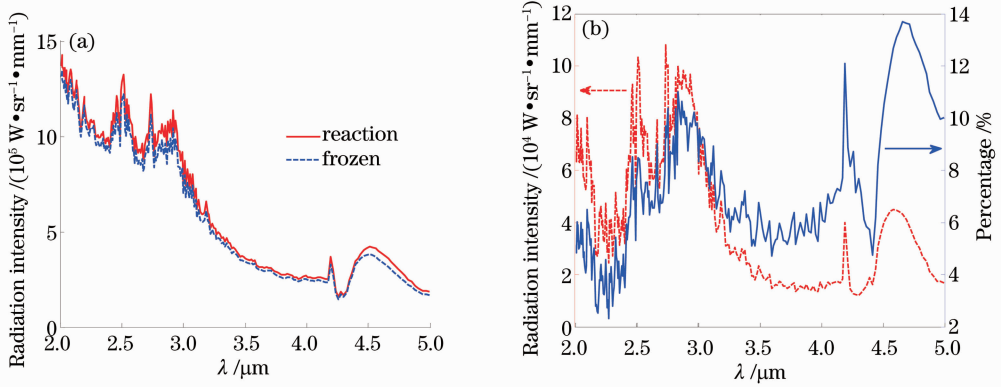


图 8 (a)含粒子尾焰复燃前后光谱辐射强度；(b)复燃导致的光谱辐射强度的增加量和增加比例

Fig. 8 (a) Spectral intensity of reaction and frozen plume with particles; (b) amount and percentage of spectral radiation increment caused by reaction

## 5 结 论

建立了一个可以定量计算固体火箭尾焰复燃流场和红外辐射特性的模型,据此研究了复燃对无粒子和含粒子两种固体火箭尾焰流场和辐射强度的影响,并分析了产生影响的原因。通过本文的研究,可以得到如下结论:

1) 复燃可以明显增加无粒子尾焰流场温度,进而大幅增加其红外辐射强度,在 2.5~3.0  $\mu\text{m}$  和 4.2~4.7  $\mu\text{m}$  两个主要辐射波段平均辐射强度的增加比例分别达到了 46.4% 和 58.4%;

2) 复燃可以增加含粒子尾焰流场温度和红外辐射强度,但相对无粒子流场增幅较小,光谱辐射强度最大增加比例约为 13.7%,而在 2.5~3.0  $\mu\text{m}$  和 4.2~4.7  $\mu\text{m}$  两个波段平均辐射强度的增加比例分别为 7.7% 和 8.4%;

3) 在计算无粒子尾焰红外辐射时,由于复燃可以使辐射增加 50% 左右,所以一般情况下,必须考虑复燃的影响;在计算含粒子尾焰红外辐射强度时,在计算精度要求不太高时,可以不计算流场中的复燃反应。

## 参 考 文 献

- 1 Wang Weichen, Wei Zhijun, Zhang Qiao *et al.*. Influence of afterburning on infrared signature of rocket motor exhaust plume [J]. *J. Aerospace Power*, 2010, **25**(11): 2612~2618  
王伟臣, 魏志军, 张 峤 等. 后燃对火箭发动机羽流红外特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2010, **25**(11): 2612~2618
- 2 Jiang Yi, Fu Debin. Numerical simulation for non equilibrium chemically reacting fluid field of the solid rocket motor exhaust plume [J]. *J. Astronautics*, 2008, **29**(2): 615~620  
姜 毅, 傅德彬. 固体火箭发动机尾喷焰复燃流场计算[J]. *宇航学报*, 2008, **29**(2): 615~620
- 3 S. T. Surzhikov. Monte Carlo Simulation of Plumes Spectral

Emission [R]. Florida: Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS), 2003

- 4 L. Linhua. Backward Monte Carlo method based on radiation distribution factor [J]. *AIAA Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2004, **18**(1): 151~153
- 5 Ruan Liming, Qi Hong, Wang Shenggang *et al.*. Numerical simulation of the infrared characteristic of missile exhaust plume [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, **37**(6): 959~962  
阮立明, 齐 宏, 王圣刚 等. 导弹尾喷焰目标红外特性的数值仿真[J]. *红外与激光工程*, 2008, **37**(6): 959~962
- 6 Shen Wentao, Dong Chao, Zhu Dingqiang *et al.*. Analysis of infrared radiation of hybrid rocket motor exhaust plume [J]. *J. Aerospace Power*, 2012, **27**(8): 1874~1880  
申文涛, 董 超, 朱定强 等. 固液混合火箭发动机喷焰红外辐射特性分析[J]. *航空动力学报*, 2012, **27**(8): 1874~1880
- 7 Zhang Xiaoying, Zhu Dingqiang, Cai Guobiao. Study the infrared characteristics of the solid rocket plume with DOM method and the influence of altitude [J]. *J. Astronautics*, 2007, **28**(3): 702~706  
张小英, 朱定强, 蔡国飙. 固体火箭羽流红外特性的 DOM 法模拟及高度影响研究[J]. *宇航学报*, 2007, **28**(3): 702~706
- 8 J. Troyes, I. Dubois, V. Borie *et al.*. Multi-phase reactive numerical simulations of a model solid rocket motor exhaust jet [C]. Sacramento: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006. AIAA 2006-4414
- 9 Guo Aiyan, Bai Tingzhu, Hu Haihe *et al.*. Analysis of ultraviolet radiation characteristics of solid propellant rocket motor exhaust plume [J]. *Acta Optica Sinica*, 2012, **32**(10): 1016002  
国爱燕, 白廷柱, 胡海鹤 等. 固体火箭发动机羽流紫外辐射特性分析[J]. *光学学报*, 2012, **32**(10): 1016002
- 10 Liu Zunyang, Shao Li, Wang Yafu *et al.*. Influence of afterburning on infrared radiation of liquid rocket exhaust plume [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2013, **42**(4): 480~485  
刘尊洋, 邵 立, 汪亚夫 等. 复燃对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响[J]. *光子学报*, 2013, **42**(4): 480~485
- 11 H. Ounis, G. Ahmadi, J. B. McLaughlin. Brownian diffusion of submicrometer particles in the viscous sublayer [J]. *J. Colloid and Interface Science*, 1991, **143**(1): 266~277
- 12 Dong Shikui, Tan Heping, Yu Qizheng *et al.*. Infrared radiative spectral band-model parameters for water vapor in the 300~3000 K temperature range [J]. *J. Engineering for Thermal Energy and Power*, 2001, **16**(1): 33~38

- 董士奎, 谈和平, 余其铮 等. 300~3000 K 水蒸气红外辐射谱带模型参数[J]. 热能动力工程, 2001, **16**(1): 33~38
- 13 Dong Shikui, Yu Qizheng, Tan Heping *et al.*. Narrow band model parameters of high temperature radiation for carbon dioxide of combustion products [J]. *J. Aerospace Power*, 2001, **16**(4): 355~359
- 董士奎, 余其铮, 谈和平 等. 燃烧产物二氧化碳高温辐射的窄谱带模型参数[J]. 航空动力学报, 2001, **16**(4): 355~359
- 14 Tan Heping, Xia Xinlin, Liu Linhua *et al.*. Numerical Simulation of Infrared Radiation Characteristics and Transfer [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006
- 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
- 15 Zhang Xiaoying, Zhu Dingqiang, Cai Guobiao. Radiation characteristics of  $Al_2O_3$  particles in solid rocket plume [J]. *J. Solid Rocket Technology*, 2006, **29**(4): 247~250
- 张小英, 朱定强, 蔡国飙. 固体火箭羽流中  $Al_2O_3$  粒子的辐射特性[J]. 固体火箭技术, 2006, **29**(4): 247~250
- 16 R. A. Reed, V. S. Calia. Review of aluminum oxide rocket exhaust particles [C]. AIAA 28th Thermophysics conference, 1993. 93-2819
- 17 G. N. Freeman, C. B. Ludwig, W. Malkmus *et al.*. Development and Validation of Standardized Infrared Radiation Model (SIRRM) [R]. California: Air Force Rocket Propulsion Laboratory, 1979. ADA 076199
- 18 Wang Xiaodong, Wu Jian, Qiu Rong. Improved algorithm for MIE scattering coefficient [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2006, **33**(3): 24~27
- 王小东, 吴 健, 邱 荣. MIE 散射系数的改进算法[J]. 光电工程, 2006, **33**(3): 24~27
- 19 R. W. Hermsen. Aluminum oxide particle size for solid rocket motor performance prediction [J]. *J. Space-Craft Rockets*, 1981, **18**(6): 483~490
- 20 R. Siegel, R. J. Howell. Thermal Radiation Heat Transfer [M]. Washington D C: Hemisphere and McGraw-Hill, 1981
- 21 Liu Zunyang, Shao Li, Wang Yafu *et al.*. The influence of flight parameters on the infrared radiation of a liquid rocket exhaust plume [J]. *Acta Optica Sinica*, 2013, **33**(4): 0404001
- 刘尊洋, 邵 立, 汪亚夫 等. 飞行参数对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响[J]. 光学学报, 2013, **33**(4): 0404001
- 22 R. C. Farmer, S. D. Smith, B. L. Myruski. Radiation from advanced solid rocket motor plumes[R]. NAS8-39370. 1994
- 23 F. S. Simmons. Rocket Exhaust Plume Phenomenology [M]. El Segundo: The Aerospace Press and American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000

栏目编辑: 张 腾