

飞行高度对固体火箭两相喷焰流动与辐射的影响^{*}

包醒东^{1,2,3}, 余西龙^{1,2}, 王振华³, 毛宏霞³, 肖志河³

- (1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;
2. 中国科学院大学 工程科学学院, 北京 100049;
3. 北京环境特性研究所 光学辐射重点实验室, 北京 100854)

摘要: 针对某模型固体火箭发动机, 基于欧拉离散相模型描述气-固两相相互作用, 采用详细化学反应机理计算喷焰复燃效应, 基于逐线积分法加米散射理论求解气体及粒子辐射物性参数, 通过视在光线法计算辐射传输, 并利用测量数据验证了模型的适用性, 仿真分析了不同飞行高度对气固两相喷焰流动及辐射特性的影响。研究表明: 随着飞行高度增加, 喷焰中燃气与固体颗粒间相互作用减弱, 且粒径越大的粒子与燃气间差异越大; 两相喷焰受不同飞行高度上掺混与复燃效应程度差异的影响, 致其温度分布和不同组分浓度分布存在显著差异; 各高度下两相喷焰光谱辐射呈现气体选择性发射谱结构, 其中高温 Al_2O_3 对辐射贡献主要集中在短波, 且高度越高, 影响越小; 不同谱带间辐射特性受不同组分发射带影响而存在差异, 且 $2.7\mu\text{m}$ 和 $4.3\mu\text{m}$ 两个主要发射带的辐射峰值出现在不同飞行高度。

关键词: 固体火箭发动机; 两相流; 喷焰; 飞行高度; 流场特性; 辐射特性

中图分类号: V211.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 03-0569-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190580

Effects of Flight Height on Flow and Radiation Characteristics of Solid Rocket Two-Phase Plume

BAO Xing-dong^{1,2,3}, YU Xi-long^{1,2}, WANG Zhen-hua³, MAO Hong-xia³, XIAO Zhi-he³

- (1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;
3. Science and Technology on Optical Radiation Laboratory, Beijing Institute of Environment Features, Beijing 100854, China)

Abstract: Exhaust plume from the rocket engine produced strong infrared radiation signals, widely used for target detecting and identifying. For a model solid rocket motor, the Euler Discrete Phase model was used to describe the interaction between gases and solid particles. The detailed chemical reaction mechanism was used to calculate the afterburning in the plume. Based on the line by line integration method and Mie theory, the gases and solid particles radiation properties were solved. The radiation transmission was calculated by the light of sight method, and the applicability of the model was verified by the measured data. The effects of different flight heights on the gas-solid two-phase plume flow and radiation characteristics were simulated. The results show that: as the height increases, the interaction between the gas and the solid particles in the plume is weakened, and the larger the particle size, the greater the difference between the particles and the gas. The two-phase plume

* 收稿日期: 2019-08-23; 修订日期: 2019-10-09。

基金项目: 国家自然科学基金 (11872368)。

通讯作者: 包醒东, 博士生, 高级工程师, 研究领域为高温气体流动与光学建模。E-mail: 675142219@qq.com

引用格式: 包醒东, 余西龙, 王振华, 等. 飞行高度对固体火箭两相喷焰流动与辐射的影响[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 569-577. (BAO Xing-dong, YU Xi-long, WANG Zhen-hua, et al. Effects of Flight Height on Flow and Radiation Characteristics of Solid Rocket Two-Phase Plume[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(3):569-577.)

is affected by the difference in mixing and afterburning effects at different heights, resulting in significant differences in temperature and concentration of different gases. The radiation spectrum at each height exhibits a gas selective emission spectrum structure. The contribution of high temperature Al_2O_3 to radiation is mainly concentrated in short waves, and the higher the height, the smaller the influence. The radiation characteristics between different bands are affected by the emission bands of different gases, and the radiation peaks of the two main emission bands of $2.7\mu\text{m}$ and $4.3\mu\text{m}$ may appear at different flight heights.

Key words: Solid rocket motor; Two-phase flow; Exhaust plume; Flight height; Flow characteristics; Radiation characteristics

1 引言

固体火箭发动机通过添加铝粉来稳定燃烧,提高比冲和推进剂密度,发动机燃烧产生并经喷管加速形成超声速喷焰,喷焰中含有大量 Al_2O_3 固体粒子,高温的气-固两相喷焰会向空间辐射出强烈的红外能量,这种效应^[1-2]受到国内外学者广泛关注,并利用理论分析、数值计算、实验测量等手段开展了大量研究。20世纪80年代以来,Dash等^[3]建立了用于喷焰流场计算的理论模型,并对喷焰的激波结构、两相流和化学反应等特性开展了研究。Troyes等^[4]数值模拟了考虑多组分气相的化学反应的二维固体火箭发动机喷焰流场。Nelson^[5]采用SIRRM-II模型对固体火箭发动机不同工况下红外辐射特性开展了仿真研究,预估了粒子复折射率、粒径大小在总不确定性中所占的百分比。Burt等^[6]对流场和辐射计算模型进行了改进和完善,建立了直接蒙特卡洛法的稀薄环境气固两相流动辐射模型,并考虑了固体粒子各向异性散射过程。杨育文等^[7]对高含铝固体推进剂低压发动机喷焰复燃效应进行了数值模拟和实验研究,研究特定条件下喷焰流场的“双峰”温度分布现象。牛青林等^[8]采用 Al_2O_3 粒子流近似为“气态”方法,数值研究了某固体火箭发动机尾焰轴线温度受飞行条件和复燃效应的影响。任泓帆等^[9]采用FLU-ENT软件计算液体火箭尾焰复燃流场,并利用逐线积分法和反向蒙特卡洛法计算分析了不含固体颗粒尾焰复燃流场的红外辐射特性。尹雪梅等^[10]采用喷焰流场结构的工程经验模型结合宽带 k 分布模型计算了固体火箭发动机喷焰红外辐射特性随飞行参数变化规律,指出喷焰在 $8\sim 11.5\mu\text{m}$ 区间辐射强度随高度增加而减弱。王伟臣等^[11-12]设计了地面喷焰的模拟试验,测量了不同燃料配方喷焰红外光谱辐射特性,分析了不考虑固体粒子喷焰流场和辐射特性随高度的变化规律,研究指出随着飞行高度增加,发动机喷焰红外强度最大值显著下降。刘尊洋等^[13]采用FLU-

ENT和有限体积法研究了随飞行高度变化的液体火箭发动机喷焰在 $2.0\sim 5.0\mu\text{m}$ 波段光谱辐射特性,研究指出温度和尺度是影响辐射特性的关键,随着高度增加,喷焰整体光谱辐射强度呈增大趋势。董士奎等^[14-15]使用离散坐标法对 $2.7, 4.3$ 和 $4.7\mu\text{m}$ 三个谱带内喷焰红外辐射特性进行了研究分析,并指出了 Al_2O_3 颗粒对喷焰辐射物性有很大影响。据作者所知,这种随高度变化的喷焰辐射规律关系到火箭动力目标的预警、探测及识别,具有重要的工程意义,而本文从流动和辐射两个方面联合分析了这种两相喷焰随高度动态变化特征。

本文以某模型发动机为研究对象,采用欧拉离散相模型研究了喷焰射流中气-固两相流动,通过详细化学反应机理描述喷焰射流的复燃效应,利用逐线积分法+Mie散射理论求解气体及粒子辐射特性参数,采用视在光线法计算辐射传输方程,通过红外实测数据校验了模型的有效性,在此基础上,研究了不同飞行高度下气-固两相喷焰流动及辐射特性的变化规律,详细分析了 Al_2O_3 固体粒子对喷焰流动与辐射的影响,以及喷焰辐射特性随高度的变化规律。

2 理论模型与计算方法

2.1 理论模型

采用考虑复燃效应的多组分喷焰计算模型,其中质量守恒方程为

$$\frac{\partial(\rho Y_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u Y_i) = \nabla \cdot (D_i \nabla(\rho Y_i)) + R_i \quad (1)$$

式中 ρ, u 分别为混合气体密度和速度, Y_i, D_i, R_i 分别为组分 i 的质量分数、扩散系数和化学反应引起组分 i 的净生成率。

喷焰流场的动量守恒方程为

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u u) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) - \nabla \cdot (\overline{\rho u'_i u'_j}) + F_p \quad (2)$$

式中 p 为流体微元体上静压力, $\bar{\tau}$ 是作用在微元体表面上的粘性应力张量, F_p 为与固体颗粒相相互作用引起的体积力, $-\overline{\rho u'_i u'_j}$ 为雷诺应力。喷焰流场的

能量守恒方程为

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (u(\rho E + p)) = S_p + S_h + \nabla \cdot (k_{\text{eff}} \nabla T - \sum_i h_i J_i + (\tau_{\text{eff}} \cdot u)) \quad (3)$$

式中 $E = h - p/\rho + u^2/2$, $h = \sum_i Y_i h_i$, $h_i = \int_{298.15}^T c_{p,i} dT$, $c_{p,i}$ 为组分 i 的定压比热。 $k_{\text{eff}} = \sum_i Y_i k_i + c_p \mu_t / Pr_t$, k_i 为组分 i 的导热系数, c_p 为混合气体定压比热, Pr_t, μ_t 分别为湍流普朗特数和粘性系数, τ_{eff} 为偏应力张量, S_p 为颗粒能量源项, S_h 为化学源项。固体颗粒运动方程为

$$\frac{du_p}{dt} = F_D(u - u_p) + F_x \quad (4)$$

式中 u_p 为颗粒速度, F_x 为其它作用力, μ 为气体动力粘度, $F_D = \frac{18\mu}{\rho_p (2D_p)^2} \frac{C_D Re_p}{24}$ 为阻力, C_D 为阻力系数, Re_p, D_p, ρ_p 分别为颗粒雷诺数、半径和高度。由此可以得到式(2)中 F_p 的表达式

$$F_p = \sum (F_D(u - u_p) + F_x) m_p \quad (5)$$

式中 m_p 为颗粒的质量流量。当颗粒物通过流场时, S_p 可通过颗粒热力学量变化来计算, 有

$$S_p = -(m_{p,\text{in}} - m_{p,\text{out}}) H_{\text{latref}} - m_{p,\text{out}} \int_{298.15}^{T_{\text{pout}}} c_{p,p} dT + m_{p,\text{in}} \int_{298.15}^{T_{\text{pin}}} c_{p,p} dT \quad (6)$$

式中 $m_{p,\text{in}}, m_{p,\text{out}}$ 分别为流入和流出单元体的颗粒质量, $c_{p,p}$ 为颗粒的定压比热, H_{latref} 为参考条件下颗粒的潜热。在计算化学反应速率时, 通过 Arrhenius 定律表达式确定化学反应速率常数 k_r , 即

$$k_r = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/RT} \quad (7)$$

式中 A_r 为前指因子, β_r 为温度指数, R 为通用气体常数, E_r 为反应的活化能。

喷焰红外辐射主要来源于高温高压 H_2O, CO_2, CO 等气体以及 Al_2O_3 固体粒子, 其中, 气体辐射能量主要集中在其发射带内, 按照逐线积分方法的计算原理, 计算各组分气体的辐射光谱需考虑每条谱线对吸收和发射的贡献, 光谱的吸收系数由下式给出

$$\kappa_g(v) = \sum_i \kappa_g^i(v) = \sum_i SF(v - v_{0i}) N_g \quad (8)$$

式中 v 为波数, $\kappa_g^i(v)$ 为第 i 条谱线的吸收系数, S 为谱线强度, $F(v - v_{0i})$ 为谱线的线型函数, N_g 为组分的数密度, v_{0i} 为第 i 条谱线的中心波数。由第 j 能级跃迁到第 i 能级的谱线强度为

$$S_{ij}(T) =$$

$$S_{ij}(T_{\text{ref}}) \frac{Q(T_{\text{ref}}) \exp(-c_2 E_i/T) [1 - \exp(-c_2 v/T)]}{Q(T) \exp(-c_2 E_i/T_{\text{ref}}) [1 - \exp(-c_2 v/T_{\text{ref}})]} \quad (9)$$

式中 T_{ref} 为参考温度, $Q(T)$ 为配分函数, c_2 为第二辐射常数, E_i 为辐射跃迁低态的能量。参考温度下的谱线强度 $S_{ij}(T_{\text{ref}})$ 由 HITEMP2010^[16] 光谱数据库得到。

谱线线型采用综合了 Lorentz 线型和 Doppler 线型的 Voigt 线型, 表达式为

$$F(v - v_0) = \alpha_D^{-1} \pi^{-3/2} y \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\exp(-t^2)}{y^2 + [t - (v - v_0)/\alpha_D]^2} dt \quad (10)$$

式中 $y = \alpha_L/\alpha_D$, α_L 和 α_D 分别表示 Lorentz 线型和 Doppler 线型的展宽。

由于散射截面与波长的四次方成反比, 因此在红外波段分子的散射衰减作用可以忽略不计, 但是宏观的高温粒子的散射作用依然是明显的。由于 Al_2O_3 固体粒子可以近似看作球形粒子, 因此本研究利用 Mie 散射理论计算其散射特性, 粒子散射因子 $Q_{p,s}$, 吸收因子 $Q_{p,a}$ 和衰减因子 $Q_{p,e}$ 可由下式计算得出。

$$\begin{cases} Q_{p,e} = \frac{2}{\chi^2} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1) \text{Re} \{ a_n + b_n \} \\ Q_{p,s} = \frac{2}{\chi^2} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1) \left[|a_n|^2 + |b_n|^2 \right] \\ Q_{p,a} = Q_{p,e} - Q_{p,s} \end{cases} \quad (11)$$

式中 $\chi = \pi D_p / \lambda$ 为尺寸参数, D_p 为粒子直径, λ 为波长, Re 代表取复数实部, a_n, b_n 为 χ 和 m 的复合函数, m 为粒子光学常数。

本文固体粒子属于稀疏粒子群, 粒子间独立散射, 粒子群的衰减, 散射和吸收系数为单个粒子代数和, 根据各系数与各种截面、因子的关系, 由下式计算

$$\begin{cases} \kappa_{p,\eta,s} = \frac{\pi}{4} \sum_{i=1}^n D_{p,i}^2 N_{p,i} Q_{p,s,i} \\ \kappa_{p,\eta,a} = \frac{\pi}{4} \sum_{i=1}^n D_{p,i}^2 N_{p,i} Q_{p,a,i} \end{cases} \quad (12)$$

式中 $\kappa_{p,\eta,s}, \kappa_{p,\eta,a}$ 为波数 η 对应粒子的散射系数和吸收系数, $D_{p,i}, N_{p,i}$ 为第 i 种粒径对应的粒子直径和数密度, $Q_{p,s,i}$ 和 $Q_{p,a,i}$ 为第 i 种粒径对应粒子的散射因子和吸收因子。

采用视在光线法 (LOS, Light of sight)^[17] 对喷焰红外辐射传输方程进行求解, 并利用粒子散射近似处理方法^[18] 计算有散射状态固体粒子, 粒子散射经验公式为

$$\bar{\tau} = \exp \left\{ -f(\tau_a, a) \sqrt{1 + \frac{2\tau_s}{f(\tau_a, a)}} \right. \\ \left. \left[\frac{(\tau_a + 1)a}{(\tau_a + 1)a + \left| \tau_s^2 \left(1 - \frac{f(\tau_a, a)}{\tau_a} \right) \right|} \right]^{1/12} \right\} \quad (13)$$

$$f(\tau_a, a) = \sqrt{(\tau_a^2 + 2a\tau_a)}$$

$$\tau_a = 2a \left[\left(1 + \frac{\kappa_\eta L}{a} \right)^{1/2} - 1 \right]$$

τ_a 为介质吸收光学厚度, τ_s 为介质散射光学厚度, $a = \pi\gamma/d$ 为谱带精细结构参数, γ 为谱线平均半宽, d 为谱线平均间距, L 为压力行程长度。

2.2 计算模型

本文以某改性双基推进剂配方的模型发动机为研究对象,其发动机喷管喉部直径为10mm,喷管出口直径为23mm,收缩半角为45°,扩张半角为15°。采用商用软件ICEM-CFD划分二维结构化网格,在喷管轴线和壁面附近采用较密网格,考虑到尾喷焰复燃主要发生在射流区,在射流区附近进行了网格加密,在远离轴线的区域由于流场参数变化不大而采用相对稀疏的网格,喷焰计算域长10.0m,高0.5m。整个计算域内网格总数为 1.8×10^5 ,通过对多次计算结果进行对比表明,此网格划分具备较好的无关性。

模型发动机推进剂配方主要为硝化棉、硝化甘油、奥克托金、铝粉及其它。喷管燃烧室的实测平均压强为7.4MPa,温度为2884K。燃烧室燃气热力学参数如表1所示。采用8组颗粒群进行计算,按粒径平均分布质量分数,颗粒群粒径分布如表2所示。使用H₂/CO氧化反应体系模拟喷焰复燃效应,化学反应具体表征如表3所示。

Table 1 Mass fractions of species in combustion chamber

| Specie | Mass fraction |
|--------------------------------|---------------|
| H ₂ O | 0.1084 |
| CO ₂ | 0.2462 |
| CO | 0.3850 |
| H ₂ | 0.0140 |
| N ₂ | 0.1630 |
| Al ₂ O ₃ | 0.0835 |

2.3 模型校验

为了验证本文模型的正确性,与文献[12]中实测数据进行了对比校验。

图1给出了计算的光谱辐射强度与实验测量红外光谱数据的比对曲线,测试对象为距发动机喷口

Table 2 Average diameter of solid particle cloud

| Particle | Average size/ μm | Particle | Average size/ μm |
|----------|-----------------------------|----------|-----------------------------|
| 1 | 2.39 | 5 | 5.38 |
| 2 | 3.32 | 6 | 6.27 |
| 3 | 4.00 | 7 | 7.56 |
| 4 | 4.65 | 8 | 10.9 |

Table 3 H₂-CO chemical reaction mechanism

| Reaction formula | $k_f = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/RT}$ | | |
|---------------------------------------|-------------------------------------|-----------|---------------------|
| | A_r | β_r | E_r (J/kmol) |
| CO+O+M=CO ₂ +M | 2.54×10^9 | 0.00 | 1.82×10^7 |
| CO+OH=H+CO ₂ | 1.69×10^4 | 1.30 | -2.74×10^6 |
| OH+H ₂ =H+H ₂ O | 1.14×10^6 | 1.30 | 1.52×10^7 |
| H ₂ +O=H+OH | 1.81×10^7 | 1.00 | 3.72×10^7 |
| H+O ₂ =OH+O | 1.45×10^{11} | 0.00 | 6.86×10^7 |
| OH+OH=O+H ₂ O | 6.02×10^9 | 0.00 | 4.57×10^6 |
| H+H+M=H ₂ +M | 1.09×10^{12} | -1.00 | 0.00 |
| O+O+M=O ₂ +M | 1.09×10^8 | 0.00 | -7.48×10^6 |
| H+O+M=OH+M | 3.63×10^{12} | -1.00 | 0.00 |
| H+OH+M=H ₂ O+M | 3.63×10^{16} | -2.00 | 0.00 |

下游0.5m位置处、轴线上一个直径为60mm的光斑。由图可见,计算获得的光谱分布规律与实测光谱数据较为一致,由于测量区域较小,未见Al₂O₃固体颗粒对光谱辐射强度的类似“灰体辐射”整体抬升。图2给出了计算的喷焰温度分布及实验图像,通过比对,高速摄影获得的喷焰尺度约为1512mm×75.4mm,仿真获得的喷焰核心区从尺度上与实测图像较为接近,通过上述两方面比对,表明本文模型计算结果具有较好的可信度。

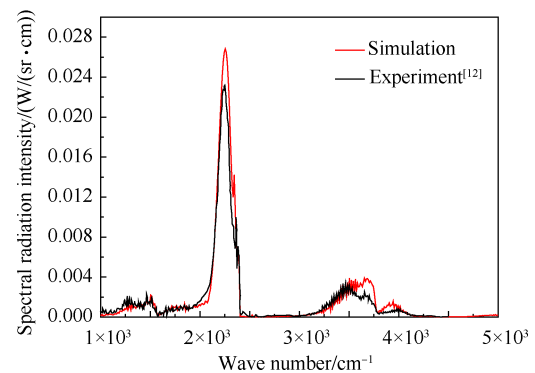


Fig. 1 Comparison of spectral radiant intensity by simulation and test

3 结果与讨论

3.1 气固两相喷焰流动特性分析

3.1.1 燃气和固体颗粒流场受高度的影响

图3给出了不同飞行高度下喷焰轴线上燃气及

不同粒径固体颗粒的温度变化曲线。喷管出口位置在 $x=0\text{m}$ 处, 喷管喉部位于 $x=-0.029\text{m}$ 处, 由图 3(a) 可见, 气-固两相在经过喷管喉部即产生很大的差异, 气体温度下降得快, 固体 Al_2O_3 粒子温度下降得慢, 粒径越大下降得越缓慢。对比图 3(a)、(b) 可见, 出喷管后至马赫盘的区间内, 不同粒径的颗粒温度差异达到最大。这是由于 Al_2O_3 与燃气的热容不同, 其温度受能量变化具有不同的响应特性, 固体颗粒由于

具有较高的热容, 温度波动较小。不同粒径的 Al_2O_3 , 粒径越大, 相同热量对其造成的温度变化越小。在 20km 高度下, 不同粒径粒子的温度也存在较大差异, 整体表现为, 粒径越大的颗粒在出喷管后下降越快, 后趋于稳定, 经历长距离的扩散后, 温度开始下降, 而粒径小的颗粒在喷管出口处相对下降较快, 后续也趋于稳定, 即使是粒径小的固体颗粒也与燃气组成的温度保持了较大的差异。燃气喷出后受压差影响, 急剧膨胀使得温度急剧下降, 经过马赫盘后温度有所恢复, 之后固体颗粒由于温度更高, 整体上表现为对燃气的传热作用。

3.1.2 气固两相喷焰随高度的变化分析

图 4 给出了不同飞行高度下喷焰温度分布云图。分别对应的飞行高度为 $0, 10, 20$ 及 30km 。以喷管出口处的压强为基准, 不同飞行高度下喷焰膨胀比分别为 $2.38, 9.11, 43.69$ 和 201.61 。由图可见, 随着高度的增加, 喷焰扩散得越厉害, 在膨胀比为 2.38 时, 喷

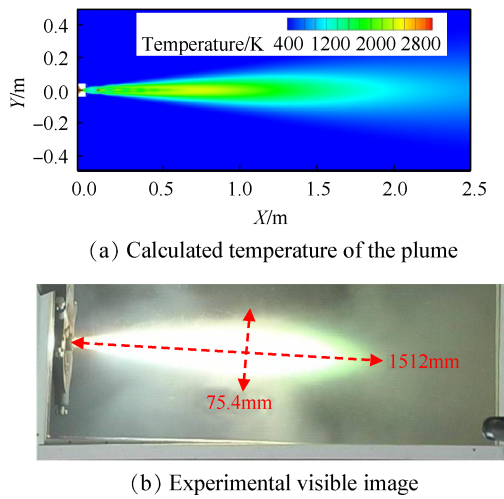


Fig. 2 Calculated temperature of core plume and the measured visible images

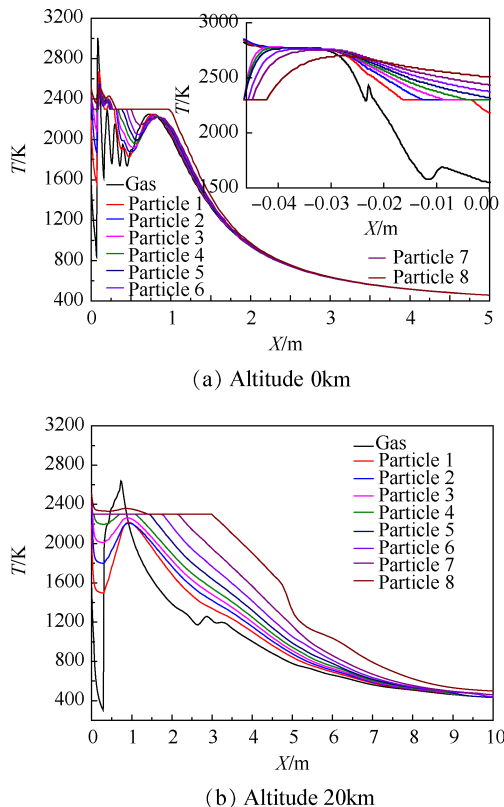


Fig. 3 Distribution of temperature in the axial direction of the plume gas and solid particles at different altitudes

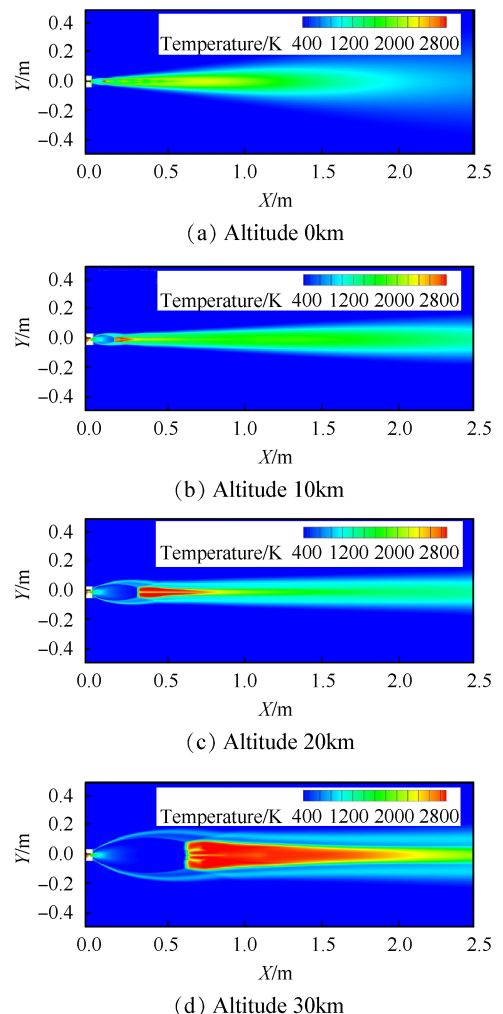


Fig. 4 Distribution of temperature of exhaust plume at different altitudes

焰具有复杂的马赫波节结构,当膨胀比达到9.11及以上时,第一马赫盘不断变大,最终形成单马赫盘高度欠膨胀的结构特点。经马赫盘后,射流速度急剧减小,射流动能转变为内能,表现为温度急剧升高,马赫盘后速度变化趋缓,形成了一段明显的高温区。

图5给出了不同飞行高度下喷焰轴线上温度及典型燃气组分密度的变化曲线。从文献[13]分析可见,液体火箭发动机轴线上燃气温度分布更加平滑,而由于气固两相相互作用,使得固体火箭发动机轴线上燃气温度分布存在很大波动,高度越低,除马赫波节外的燃气轴线上温度变化越相对平滑,而随着高度增加,经过第一马赫盘后燃气轴线上温度变化波动增大。图5(b)给出了轴线方向上OH质量浓度分布。图5(b)中在标示复燃效应区前由于喷焰速度较快,无法卷吸空气,此时OH浓度主要是高温燃气自身离解产生的。在复燃效应区,OH作为 H_2/CO 氧

化反应的中间产物,可近似表征复燃效应的剧烈程度。在0km处,由于环境中氧气充足,且卷吸处燃气温度达1900K,复燃效应最强烈,未燃气体快速消耗,后随扩散距离增大,稠密大气“冷却”喷焰,使得温度快速下降;随飞行高度增加,环境中氧气浓度下降,复燃效应趋弱,同时大气冷却作用下降,使得燃气热量下降缓慢,复燃区域变长。需要指出的是,在30km处,由于第一马赫盘急剧膨胀,马赫盘后滞止温度约2600K,此处正卷吸环境中氧气,复燃效应使得温度升高至2900K,而后大气冷却作用下降,使其保持了较长的高温区。图5(c)~(e)给出了轴线方向上影响辐射特性最重要的燃气组分 H_2O , CO_2 , CO 的密度分布。由图可见,在0km高度由于复燃效应最强,组分间的分布趋势并不一样。在马赫波系后,由于CO反应使得 CO_2 密度显著增大,而CO密度快速下降,同样,在马赫波系后,由于 H_2 反应使得 H_2O 维持相对较

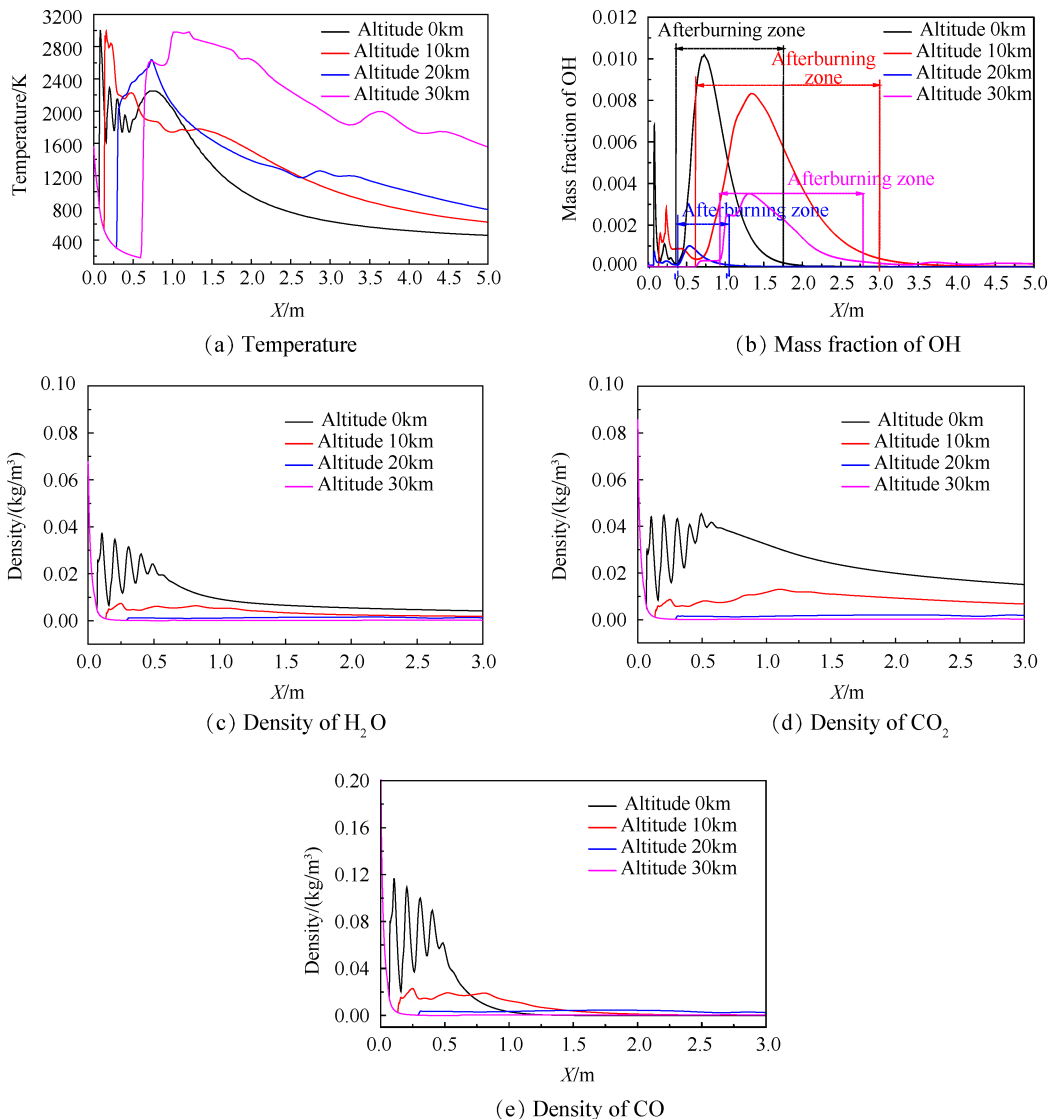


Fig. 5 Distribution of temperature and density in the axial direction of exhaust plume at different altitudes

高的密度,随着高度增加,复燃效应减弱,到了30km高度,各燃气组分分布规律基本一致,随着扩散距离增大密度缓慢下降。

3.2 气固两相喷焰辐射特性分析

3.2.1 固体颗粒对辐射影响分析

Al₂O₃ 固体粒子对辐射影响主要体现在两个方面,一是对气相流场影响,可显著提高喷焰核心区温度,从而间接影响辐射特性,二是固体粒子本身散射能量产生的影响,本文重点分析了固体粒子本身参与辐射、散射时,对喷焰辐射特性的影响,图6给出了不同飞行高度下仅考虑气体辐射和考虑固体粒子时喷焰红外光谱辐射特性对比曲线。两种模式下的光谱曲线都表现为气体选择性发射谱结构,主要是计算的模型发动机中固体粒子浓度较小,一旦固体粒子浓度提升,光谱有可能会呈现灰体辐射+气体辐射的特点。由图6(a)可见,光谱辐射的峰值波长主要在4.43μm及2.85μm左右,而固体颗粒温度较高,辐射贡献主要集中在短波,在4.0μm以上其贡献量几乎可以忽略不计。

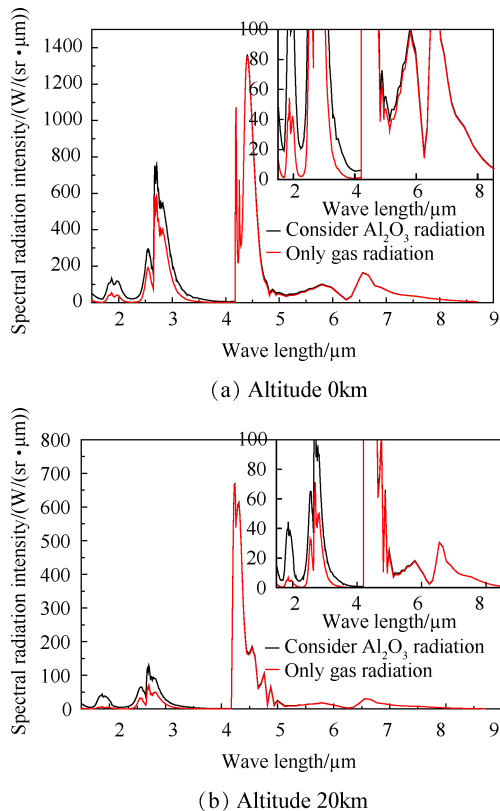


Fig. 6 Infrared spectral radiation of exhaust plume at different altitudes

图7给出了不同高度下固体粒子对喷焰红外辐射特性的影响对比。在各个高度下,考虑固体粒子辐射散射,整体辐射能量会增大,在0km高度时,2.5~

3.0μm波段区间影响达30%左右,即使在30km高度,影响也接近15%;4.5~5.0μm波段区间,0km高度影响最大,约9%;4.0~4.5μm和5.5~6.0μm波段区间,影响最大的也是0km高度,但仅有1%。

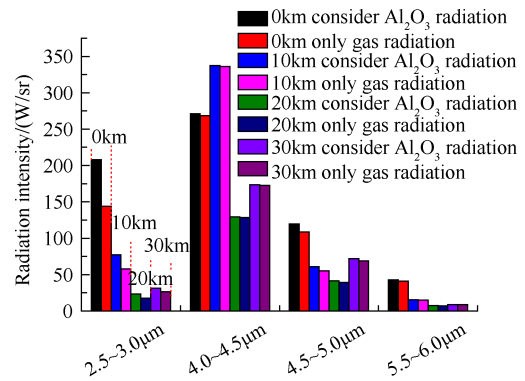


Fig. 7 Comparison of radiation intensity with/without solid particles radiation at different altitudes

3.2.2 气固两相喷焰辐射特性随高度的变化分析

由上文分析可见,不同高度上不同燃气组分的密度分布并不一致。图8和图9分别给出了0km和20km高度下喷焰典型波段辐射亮度分布云图。由图8可见,在0km下,不同谱带的辐射亮度分布存在差异,2.7μm辐射亮度峰值集中于复燃区,而4.3μm和4.7μm的辐射亮度峰值集中于马赫盘,由于其温度分布是一致的,主要是上文分析的由于复燃效应造成各燃气组分密度分布差异引起的,而到了20km高度,

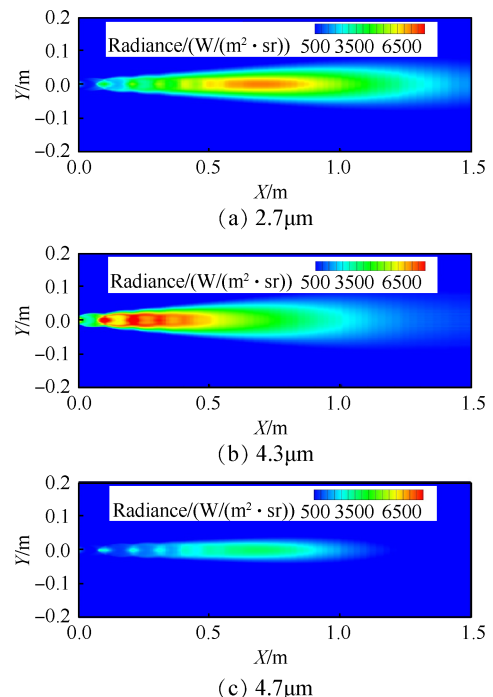


Fig. 8 Radiance in typical band of the exhaust plume (altitude 0km)

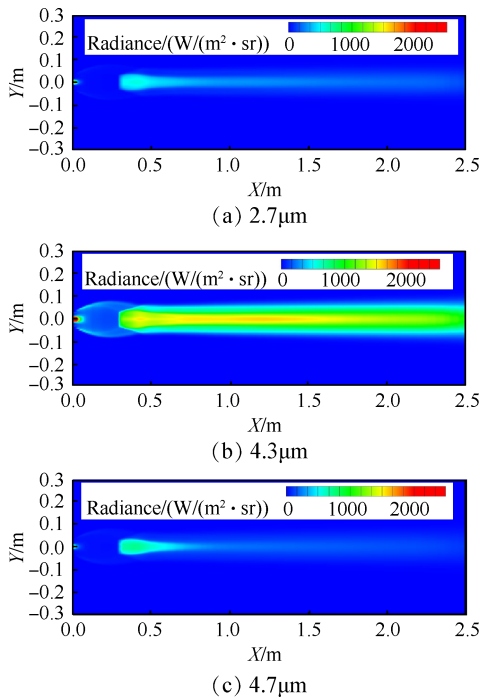


Fig. 9 Radiance in typical band of the exhaust plume (altitude 20km)

由于复燃效应减弱,温度和各燃气组分密度分布趋同,所以其辐射亮度分布规律是一致的,即峰值集中在出口附近,后快速下降,在第一马赫盘后又有所增强,后缓慢下降。

表4给出了各飞行高度下不同波段辐射强度的比对。

Table 4 Comparison of radiation intensity in different bands at different altitudes (W/sr)

| Bands/ μm | Flight height /km | | | |
|----------------------|-------------------|--------|--------|--------|
| | 0 | 10 | 20 | 30 |
| 2.5~3.0 | 207.77 | 77.49 | 23.42 | 31.36 |
| 4.0~4.5 | 271.02 | 337.34 | 129.24 | 173.38 |
| 4.5~5.0 | 119.62 | 60.89 | 41.53 | 71.93 |
| 5.5~6.0 | 43.10 | 15.69 | 7.46 | 8.89 |
| 6.5~7.0 | 57.97 | 21.88 | 10.66 | 12.59 |

由表4可见,喷焰红外辐射能量集中在 $2.5\sim 3.0\mu\text{m}$, $4.0\sim 4.5\mu\text{m}$ 和 $4.5\sim 5.0\mu\text{m}$ 波段,此波段区间内包含了 H_2O 的 $2.7\mu\text{m}$ 发射带, CO_2 的 $4.3\mu\text{m}$ 发射带以及 CO 的 $4.6\mu\text{m}$ 发射带;不同波段辐射强度变化趋势并非一致,说明辐射强度不仅是温度的函数,还受到组分浓度及不同组分的光谱发射率影响。 $2.5\sim 3.0\mu\text{m}$, $5.5\sim 6.0\mu\text{m}$, $6.5\sim 7.0\mu\text{m}$ 这几个波段基本都是 H_2O 的发射带,其辐射强度随高度变化趋势也类似,在20km以下,随高度增加快速减弱,在20~30km变化不大; $4.5\sim$

$5.0\mu\text{m}$ 波段包含 CO 的发射带,其辐射强度随高度变化趋势与上述三个波段比较接近,而 $4.0\sim 4.5\mu\text{m}$ 波段辐射强度随高度变化趋势存在显著差别,随着高度增加,辐射强度先增大后减弱,主要是复燃效应引起了 CO_2 的浓度分布随高度变化趋势与 H_2O 和 CO 存在差异导致的。

4 结论

本文对某模型固体火箭发动机的尾喷焰流动和红外辐射特性随高度的变化规律进行了数值研究,得到以下结论:

(1) Al_2O_3 固体颗粒会显著影响喷焰流场分布,高度越低,固体颗粒与燃气相互作用越强烈,随着高度增加,喷焰中燃气与固体颗粒间相互作用减弱,且粒径越大的粒子与燃气间差异越大;复燃效应主要由卷吸的空气浓度与相互作用处的喷焰燃气温度所决定,燃气温度越高,氧气含量越高,复燃效应越强,而随着高度增加,空气浓度显著下降,其对两相喷焰的掺混冷却效应下降,使得燃气热量下降缓慢,高温区会持续更长的距离;不同燃气组分由于化学反应速率差异,导致其浓度分布存在差异,且随高度呈现不一样的变化趋势。

(2) 两相喷焰辐射光谱呈现燃气的选择性发射谱,但固体粒子含量增大是否会产生不一样的光谱结构还需研究,初步研究指出,在短波波段,固体颗粒辐射不可忽略,高温 Al_2O_3 对辐射贡献影响可达30%,而其它波段影响较小;不同高度下不同组分浓度分布差异导致不同谱带内辐射亮度存在差异,且不同谱带的辐射强度随高度变化趋势并非完全一致,尤其 $2.7\mu\text{m}$ 和 $4.3\mu\text{m}$ 两个主要辐射发射带,其辐射峰值出现在不同飞行高度上。

致谢:感谢国家自然科学基金的资助。

参考文献

- [1] Raghunathan S, Benard E, Harrison R, et al. Plume Interference Effects on Missile Bodies[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2003, 40(40): 136-138.
- [2] Simmons F S. Rocket Exhaust Plume Phenomenology [M]. California: The Aerospace Press, 2000.
- [3] Dash S M, Wolf D E, Beddini R A, et al. Analysis of Two-Phase Flow Processes in Rocket Exhaust Plumes [J]. *Journal of Spacecraft and Rocket*, 1985, 22(3): 367-380.
- [4] Troyes J, Dubois I, Borie V, et al. Multi-Phase Reactive Numerical Simulation of a Model Solid Rocket Motor

- Exhaust Jet[R]. *AIAA* 2006-4414.
- [5] Nelson H F. Influence of Particulates on Infrared Emission from Tactical Rocket Exhausts[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1984, 21(5): 425-432.
- [6] Burt J M, Boyd I D. A Monte Carlo Radiation Model for Simulating Rarefied Multiphase Plume Flows[R]. *AIAA* 2005-4691.
- [7] 杨育文, 邓康清, 余小波, 等. 高含铝推进剂低压固体火箭发动机尾流场复燃数值模拟与实验研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(3): 680-685. (YAN Yu-wen, DENG Kang-qing, YU Xiao-bo, et al. Numerical Simulation and Experimental Investigation on Plume Afterburning of Low-Pressure Solid Rocket Motor with Highly Aluminized Propellant[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 680-685.)
- [8] 牛青林, 傅德彬, 李霞. 不同飞行状态下固体火箭发动机尾喷焰数值研究[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(7): 1745-1751.
- [9] 任泓帆, 朱定强. 液体火箭发动机尾焰复燃对红外辐射特性的影响[J]. *推进技术*, 2018, 39(6): 1227-1233. (REN Hong-fan, ZHU Ding-qiang. Effect of Afterburning on Infrared Radiation Characteristics of Liquid Rocket Exhaust Plume[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1227-1233.)
- [10] 尹雪梅, 刘林华, 李炳熙. 固体火箭喷焰红外信号随飞行参数的变化[J]. *工程热物理学报*, 2009, 30(7): 1210-1212.
- [11] 王伟臣, 李世鹏, 张 峤, 等. 工作条件对固体发动机羽流温度场的影响[J]. *兵工学报*, 2011, 32(12): 1493-1498.
- [12] 王伟臣. 固体火箭发动机排气羽流红外特性研究[D]. 北京:北京理工大学, 2010.
- [13] 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): 401-407.
- [14] 董士奎, 于建国, 李东辉, 等. 贴体坐标系下离散坐标法计算尾喷焰辐射特性[J]. *上海理工大学学报*, 2003, 25(2): 159-162.
- [15] 帅永, 董士奎, 刘林华. 高温含粒子自由流红外辐射特性的反向蒙特卡洛方法模拟[J]. *红外与毫米波学报*, 2005, 24(2): 100-104.
- [16] Zhang H, Modest M F. Evaluation of the Planck-Mean Absorption Coefficients from HITRAN and HITEMP Databases[J]. *Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer*, 2002, 73(6): 649-653.
- [17] Lyons R B, Wormhoudt J, Gruninger J. Scattering of Radiation by Particles in Low Altitude Plumes[R]. *AIAA* 81-1051.
- [18] Freeman G N, Ludwig C B, Malkmus W, et al. Development and Validation of Standardized Infrared Radiation Model (SIRRM). Gas/Particle Radiative Transfer Model[R]. *AFRPL* 79-55, 1979.

(编辑:史亚红)