

固体火箭发动机喷焰复燃及其对红外辐射的影响

李霞^{1,2,3}, 刘建国^{1,2}, 王俊³, 刘兴润³

- (1. 中国科学院安徽光学精密机械研究所 中国科学院环境光学与技术重点实验室, 安徽 合肥 230031;
2. 中国科学技术大学, 安徽 合肥 230026; 3. 光学辐射重点实验室, 北京 100854)

摘要: 火箭发动机喷焰涉及复杂的流动、复燃和辐射效应, 并对喷焰辐射的光学探测跟踪有着重要的影响。以固体火箭发动机为研究对象, 建立喷焰化学反应复燃数值模拟方法和视线光辐射传输数值计算方法, 对不同飞行条件下的喷焰流动、辐射特性进行计算分析, 重点考察复燃效应对不同高度喷焰辐射特性的影响。研究表明: 复燃效应引起喷焰温升可达到 1 000 K, 并使得喷焰谱带辐射强度有 10 倍以上的增强; 对于不同谱带辐射强度会随高度先升后降, 最大的高度在 20~30 km, 短波 2.7 μm 波段有约 17 倍的辐射增强, 中波 4.3 μm 波段约有 16 倍增强, 可见复燃引起辐射增强作用 H_2O 分子的贡献大于 CO_2 分子的贡献。研究结果可为进一步的理论研究和工程应用提供参考。

关键词: 固体火箭发动机; 复燃效应; 红外辐射; 数值模拟方法

中图分类号: TN215 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201847.0904003

Afterburning and infrared radiation effects of exhaust plumes for solid rocket motors

Li Xia^{1,2,3}, Liu Jianguo^{1,2}, Wang Jun³, Liu Xingrun³

- (1. Key Laboratory of Environment Optics and Technology, Anhui Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China; 2. University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;
3. Science and Technology on Optical Radiation Laboratory, Beijing 100854, China)

Abstract: Exhaust plumes of solid rocket motors involve complex flow state, afterburning and radiation effects, which have an important role in the operations of detecting, indentifying, and tracking. To investigate the characteristics of afterburning and radiation effects under different flight conditions, the computational fluid dynamics method and the finite-rate ratio model were used to simulate the flow properties with chemical reactions, and line of sight method was utilized to solve the radiation transmission equations. The influence of afterburning effect on the radiation characteristics of different heights was analyzed. The results show that the afterburning effect can cause the flame temperature rise to 1 000 K, and increase the radiation brightness of the flame band more than 10 times. For different bands, the radiation brightness rises and then decreases along with the height. The maximal position is 20–30 km, with about 17 times radiation enhancement in the short wave 2.7 μm waveband and about 16 times in the 4.3 μm mid wave waveband. It can be seen that the contribution of the H_2O molecule

收稿日期: 2018-04-18; 修订日期: 2018-05-12

作者简介: 李霞(1978-), 女, 高级工程师, 博士生, 主要从事光学建模方面的研究。Email: lixia207@sina.com

导师简介: 刘建国(1968-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要从事环境污染光学监测技术方面的研究。Email: jgliu@aiofm.ac.cn

caused by the afterburning is greater than that of the CO₂ molecule. These can provide reference for further theoretical research and engineering application.

Key words: solid rocket motor; afterburning effect; infrared radiation; numerical simulation methods

0 引言

固体火箭发动机工作过程中, 喷出的高温高速喷焰射流是主要红外辐射源, 其辐射强度与发动机的内弹道性能、推进剂类型、飞行高度、速度等参数相关。由于推进剂的比冲与燃气分子量的平方根成反比, 从力的观点来看, 选择富燃推进剂更为有效^[1], 但是富燃推进剂会产生一种氧化不足的气态混合物, 未完全燃烧的组分逐渐从周围空气中卷吸一部分氧气继续进行二次燃烧, 即产生复燃效应^[2], 释放的热量在红外波段产生增强信号。因此, 研究发动机喷焰复燃效应及其对辐射信号的影响, 具有重要的理论意义和应用价值。近年来, 研究人员针对喷焰复燃效应开展了一系列研究。在复燃流场计算方面, Rao、Candler 等^[3-4]使用 9 组分 10 个基元反应的 H₂/CO 氧化反应体系模拟了 Atlas II 火箭喷焰的复燃现象, Fu^[5]采用 12 组元 14 个基元反应的 H/C/Cl/O 反应体系对固体火箭发动机喷焰复燃效应进行了模拟分析。杨育文对高含铝固体推进剂低压发动机喷焰流场复燃进行了数值模拟和实验研究^[6], 结果表明: 低压下高含铝固体推进剂流场复燃时, 温度分布呈现“双峰”的现象。此外, 李军、詹光等^[7-9]也从不同研究角度出发, 对喷焰流动及复燃效应进行了模拟计算, 给出了喷焰绕流场红外辐射的解耦模型以及相应的算法。在喷焰辐射计算方面, Leone^[10]研究了喷焰中的化学成分在高空发生复燃反应对同温层产生的影响; 刘尊洋^[11]研究了复燃对无 Al₂O₃ 粒子和含有 Al₂O₃ 粒子两种固体火箭喷焰红外辐射特性的影响, 得出复燃使无粒子尾焰光谱辐射强度增幅显著, 使含粒子尾焰光谱辐射强度增幅较小的结论; 董士奎、阮立明、齐宏等^[12-14]利用蒙特卡洛、反向蒙特卡洛和热流法等计算分析了喷焰红外辐射特性, 得到发动机喷焰在 2.7 μm 和 4.3 μm 存在较强的红外辐射峰。这些研究对认识和模拟喷焰复燃状态以及辐射特性有着重要作用, 但对于喷焰复燃效应在不同

飞行高度下的变化过程, 以及复燃对不同高度喷焰辐射信号的影响等, 目前研究还较为缺乏。

为了定量分析研究复燃效应对固体火箭发动机喷焰红外辐射信号的影响, 建立了喷焰复燃数值模拟方法和辐射传输数值计算方法, 并利用地面发动机台架实验进行模型验证。利用该理论计算模型对不同飞行高度下的喷焰复燃及辐射特性进行模拟计算和分析, 重点研究不同飞行高度下的喷焰复燃状态, 以及喷焰复燃效应对辐射特性的影响。通过以上方法, 可以得到不同飞行高度、不同飞行状态, 固体火箭发动机内、外流场以及红外辐射特性参数, 从而可定量分析复燃效应对喷焰流场和红外辐射信号的影响。

1 计算模型和方法

1.1 喷焰复燃流场计算方法

喷焰复燃流场通常采用带组分方程的可压缩 NS 方程进行描述, 其在笛卡尔坐标系的模型方程可表示如下。

质量守恒方程:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

动量守恒方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_k} (\rho u_i u_k) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ik}}{\partial x_k} \quad (2)$$

能量守恒方程:

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (E u_i + p u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} (u_j \tau_{ij} + q_i) \quad (3)$$

组分方程:

$$\frac{\partial (\rho F_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho F_i u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D_i \frac{\partial F_i}{\partial x_j} \right) + \dot{\omega}_i \quad (4)$$

式中: ρ 、 p 、 E 分别为流体密度、压强和内能; t 为时间; u 为流体速度; τ 为流体粘性应力; F 为组分的质量分数; D 为组分扩散系数; $\dot{\omega}$ 为复燃化学反应引起的质量变化率; q 为热流。在未直接指定情况下, 下标 i, j, k 表示直角坐标的三个方向, x 为直角坐标中的 x 轴。组分质量变化率采用有限速率的化学反应动力学式进行计算。对于具有 N_r 个基元反应的某反

应,其当量表达式可以写为:

$$\sum_{j=1}^{N_i} v_{ij}' W_j \leftrightarrow \sum_{j=1}^{N_i} v_{ij}'' W_j (i=1, 2, \dots, N_r) \quad (5)$$

式中: v_{ij}' , v_{ij}'' 分别为第 i 个基元反应中组分 j 的反应物和生成物的当量反应系数; W_j 为反应物组分; k_{fi} , k_{bi} 为第 i 个反应的正、逆反应速率常数。

为求解上述控制方程,采用应用广泛的雷诺平均方法建立计算模型,并利用基于涡粘性假设的 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型封闭模型方程中的雷诺应力和雷诺输运项。为模拟喷焰复燃效应,计算模型参考参考文献[5],采用 12 组元 14 个基元反应的 H/C/O 反应体系进行复燃过程计算,如表 1 所示。

表 1 喷焰复燃基元反应列表

Tab.1 Afterburning elements reaction list

Number	Reaction equation	Positive reaction rate: $\left(\frac{cm^3}{N^*}\right)^{ms-1} \cdot s^{-1}$	Inverse reaction rate: $\left(\frac{cm^3}{N^*}\right)^{ms-1} \cdot s^{-1}$
1	O+O+M=O ₂ +M	$3.0 \times 10^{-34}(900/T)$	$4.23 \times 10^{-9} \exp(-58\ 950/T)$
2	O+H+M=OH+M	$1.0 \times 10^{-29} T^{-1}$	$1.14 \times 10^{-5} T^{-1} \exp(-51\ 610/T)$
3	H+H+M=H ₂ +M	$3.0 \times 10^{-30} T^{-1}$	$7.90 \times 10^{-6} T^{-1} \exp(-52\ 560/T)$
4	H+OH+M=H ₂ O+M	$1.0 \times 10^{-25} T^{-2}$	$1.12 \cdot T^{-2} \exp(-60\ 180/T)$
5	H ₂ +OH=H ₂ O+H	$1.9 \times 10^{-15} \exp(-1\ 825/T)$	$8.26 \times 10^{-15} T^{1.3} \exp(-9\ 335/T)$
6	H ₂ +O=OH+H	$3.0 \times 10^{-14} \exp(-4\ 480/T)$	$1.33 \times 10^{-14} \exp(-3\ 440/T)$
7	O ₂ +H=OH+O	$2.4 \times 10^{-10} \exp(-8\ 250/T)$	$1.94 \times 10^{-11} \exp(-280/T)$
8	OH+OH=H ₂ O+O	$1.0 \times 10^{-11} \exp(-550/T)$	$9.8 \times 10^{-11} \exp(-9\ 120/T)$
9	CO+O+M=CO ₂ +M	$7.0 \times 10^{-33} \exp(-2\ 200/T)$	$8.24 \times 10^{-7} T^{1.3} \exp(-64\ 670/T)$
10	CO+OH=CO ₂ +H	$2.8 \times 10^{-17} \exp(330/T)$	$2.92 \times 10^{-15} T^{1.3} \exp(-10\ 550/T)$
11	CO+O ₂ =CO ₂ +O	$4.2 \times 10^{-12} \exp(-24\ 000/T)$	$3.5 \times 10^{-11} \exp(-26\ 890/T)$
12	Cl+OH=HCl+O	$4.0 \times 10^{-12} \exp(-2\ 500/T)$	$5.33 \times 10^{-12} \exp(-3\ 010/T)$
13	H ₂ O+Cl=HCl+OH	$1.6 \times 10^{-10} \exp(-9\ 100/T)$	$2.16 \times 10^{-11} \exp(-3\ 010/T)$
14	Cl+H ₂ =HCl+H	$1.4 \times 10^{-10} \exp(2\ 130/T)$	$8.10 \times 10^{-12} \exp(-1\ 600/T)$

说明: N^* 为摩尔分子数; ms 为反应物数量; $ms=2$ 表示二元反应; $ms=3$ 表示三元反应。

1.2 喷焰红外辐射传输计算方法

典型的火箭发动机喷焰是非等压、超音速射流与大气的混合或向真空膨胀形成的轴对称辐射场。红外辐射特性计算包括喷焰中各组分的物性参数计算和辐射传输计算,物性参数计算以 NASA-3080 光谱数据库为基础,建立每一种气体在 1 个标准大气压下、100~3 000 K 范围内的窄谱带模型参数库,在进行辐射传输计算时对数据库中的波数、温度进行插值,对压力进行修正可得到计算所需的透过率数据。辐射传输计算采用视光线法 LOS 结合单线组 SLG 模型求解喷焰辐射传输,获得方向辐射信号,其基本思想是将探测视线 L 在辐射场中的传输简化为一维多层介质的辐射传输问题,即认为:沿着与 $\check{\Omega}$ 方向平行的射线与辐射场相交时, $\check{\Omega}$ 会一直延续下去,直到遇到飞行器部件或离开辐射场。如果将传输路径分为 N 层,每一层的介质认为是均匀、等温的,则考虑每层介质的吸收、发射,逐层递推最终即可得到总的红外辐射强度,公式为:

$$\bar{I}_{\Delta\eta}^i = \bar{I}_{\Delta\eta}^{i-1} \tau_{\Delta\eta}^{i-1} + \bar{I}_{b,\Delta\eta}^i (1 - \tau_{\Delta\eta}^i) \quad (6)$$

式中: $\bar{I}_{\Delta\eta}^i$ 为第 i 层的 $\Delta\eta$ 光谱范围内的平均光谱辐射强度; $\bar{I}_{b,\Delta\eta}^i$ 为第 i 层的 $\Delta\eta$ 光谱范围内的黑体平均光谱辐射强度; $\tau_{\Delta\eta}^i$ 为第 i 层的介质 $\Delta\eta$ 光谱范围内的平均透过率。

每一层内,考虑介质内的吸收、发射、散射时辐射传输方程为:

$$\frac{dI_{\lambda}(s)}{ds} = -\kappa_{\omega} I_{\lambda}(s) - \kappa_{s\lambda} I_{\lambda}(s) + \kappa_{\omega} I_{b\lambda}(s) + \frac{\kappa_{s\lambda}}{4\pi} \int_{4\pi} I_{\lambda}(s, \check{\Omega}') \Phi_{\lambda}(\check{\Omega}', \check{\Omega}) d\Omega' \quad (7)$$

式中: $I_{\lambda}(s)$ 为光谱辐射强度; $I_{b\lambda}(s)$ 为黑体光谱辐射强度; κ_{ω} 为含粒子介质的吸收系数; $\kappa_{s\lambda}$ 为粒子的散射系数; $I_{\lambda}(s, \check{\Omega}')$ 为光谱散射强度; $\Phi_{\lambda}(\check{\Omega}', \check{\Omega})$ 为散射相函数。当无散射时,光谱范围内的吸收系数由统计窄带模型给出^[15],有散射时,采用窄带平均方法计算粒子的光学厚度。

1.3 喷焰流动与辐射模型验证

为验证文中采用的喷焰流场和辐射模型,设计小型固体火箭发动机台架系留实验,如图 1 所示。在实验过程中,利用可见光高速摄像和光谱仪对喷焰流场

进行非接触测量,并与理论计算模型进行对比分析。

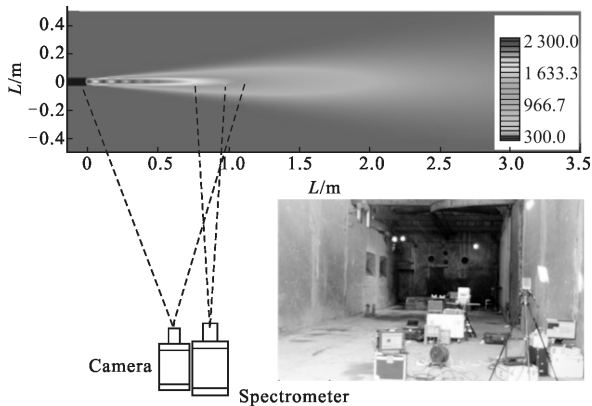


图 1 喷焰实验示意图

Fig.1 Schematic of exhaust experiment

由于喷焰流动的接触测量会对流动产生显著的扰动影响,因此,实验中主要采用高速摄像对喷焰流动中的波系结构进行成像测量。图 2 给出了高速摄像测量图像与计算喷焰流场对比。从图中可以看出:计算获得的喷焰马赫波节和位置状态吻合较好。

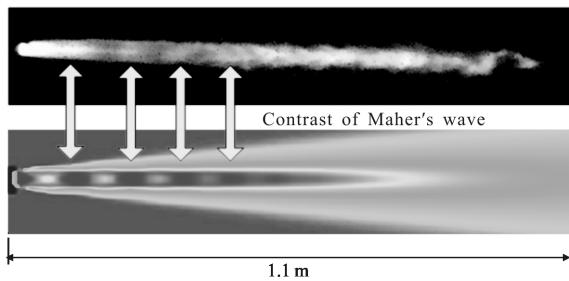


图 2 试验与计算获得的喷焰图像对比

Fig.2 Comparison of exhaust images between experiment and calculation

图 3 为实验测量数据与文中模型计算结果无量纲对比图,图中红色曲线为理论计算数据,黑色曲线

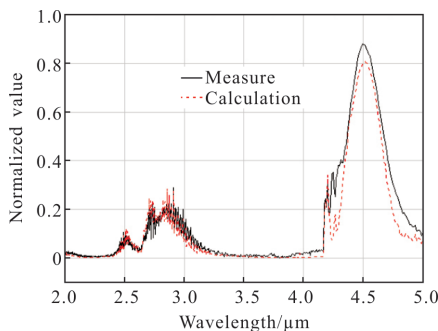


图 3 喷焰光谱辐射亮度对比图

Fig.3 Contrast diagram of spectral radiance of spray flame

为实验测量数据,由图中结果可以看出,测量数据与理论计算数据光谱辐射亮度吻合良好,短波最大误差为 5.1%,中波误差稍大,最大误差为 15.8%。考虑到喷焰流动、辐射效应的复杂性,这一误差在本研究中被认为是可接受的,可采用上述数值计算方法进行喷焰流动和辐射的数值计算研究。

2 不同条件下的喷焰流场与复燃效应

2.1 计算模型与条件设置

考虑计算高度跨度大,采用具有相同推进剂的两型发动机进行计算。I 型发动机计算高度为 10、20、30 km,对应来流速度为 750、1400、1900 m/s。II 型发动机计算高度为 30、40、50 km,对应来流速度为 1900、2400、2900 m/s,燃烧产物组分包括:CO、CO₂、H₂、H₂O、HCl、N₂、Al₂O₃,具体两型发动机喷管出口参数如表 2 所示。

表 2 发动机出口参数

Tab.2 Motor exit parameters

Motor type	I	II
Nozzle diameter/m	780	0.87
Exit pressure/Pa	111 400	37 400
Exit temperature/K	2 180	1 995
Exit velocity/m·s ⁻¹	2 400	2 660

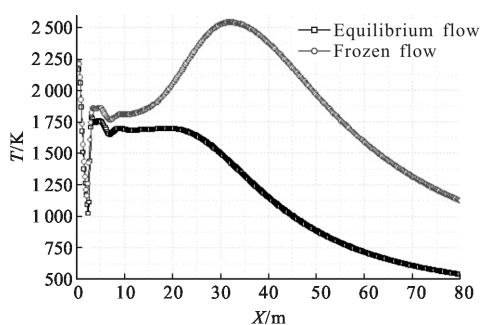
在计算模型中,采用不含复燃化学反应的冻结流与包含复燃反应的平衡流进行对比,考察复燃效应对喷焰流动的影响。

2.2 复燃效应对喷焰流场的影响分析

通常情况下,当火箭发动机工作在低空环境时,喷焰复燃效应较为显著。因此这里以 10 km 高度下的计算模型,分析复燃效应对喷焰流动的影响。图 4 给出了冻结流模型和平衡流模型计算获得的喷管下游轴线上的典型流动参数变化情况。

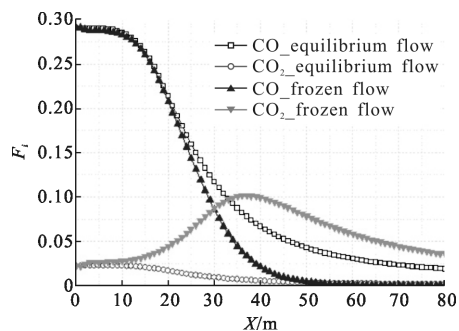
对比图 4 中对于不含复燃效应的冻结流和包含复燃效应的平衡流温度和组分分布具有显著差异。从喷管下游轴线上的温度分布可以看出,在喷流核心区下游,对于考虑复燃效应的平衡流状态,受喷焰与大气湍流混合过程以及由此引起的复燃效应影响,轴线上的气流温度逐渐增加,并在喷管下游 30 m

左右达到最大值;此后由于未燃尽组分大量消耗,复燃效应逐渐减弱,轴线上的气流温度受扩散和掺混影响逐渐降低。而对于不考虑复燃效应的计算模型,轴线上的温度在喷焰与大气的掺混过程作用下逐渐降低。对于该研究所考察的计算模型,复燃效应引起的轴线喷焰温度达到 1 000 K 以上。



(a) 温度分布图

(a) Temperature distribution diagram



(b) 组分分布图

(b) Components distribution diagram

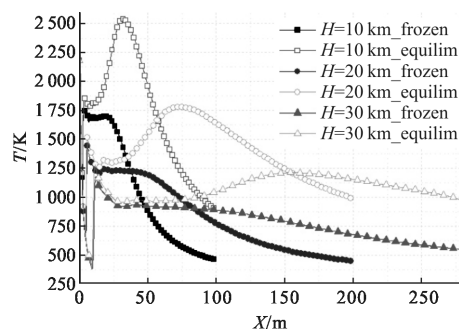
图 4 喷焰轴线典型参数分布

Fig.4 Distribution of typical parameters of the spray flame axis

同样受复燃效应影响,冻结流和平衡流轴线上的组分分布具有显著差异。对于不含复燃化学反应的计算模型,喷焰中的组分沿喷管下游方向逐渐降低;而对于包含复燃化学反应的计算模型,喷焰中可用作燃料的组分受复燃效应作用快速减少,如图中的 CO 组分;而作为燃烧产物的组分则出现明显增加,如图中的 CO₂ 组分。

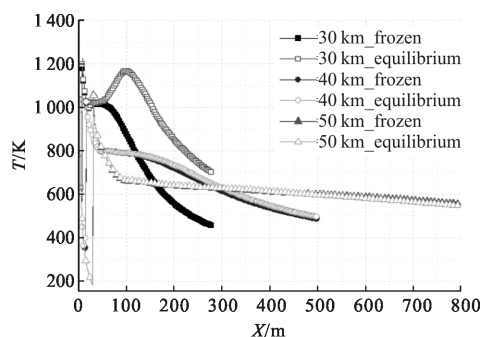
图 5 给出了 10~50 km 高度条件下的喷焰轴线温度变化情况。从图中可以看出,对于 I 型发动机,随着工作高度增加,包含显著气流膨胀压缩过程的核心区长度增加,复燃区域位置后移。此外,随着工作高度增加,由于大气中的氧气含量减少,喷焰复燃

后的最高温度减少,复燃区域持续的长度增加。对于 II 型发动机,在 30 km 高度下工作具有显著的复燃效应,但工作高度增加到 40 km 和 50 km 时,冻结流温度曲线与平衡流温度曲线基本吻合,表明在这一工作高度下,由于大气中氧气含量已降到很低状态,喷焰复燃效应已不明显,复燃化学反应对喷焰流动状态的影响很小。



(a) I 型发动机

(a) I type engine



(b) II 型发动机

(b) II type engine

图 5 不同高度喷焰轴线温度分布

Fig.5 Temperature distribution of the spray flame axis at different heights

2.3 不同飞行高度下的喷焰复燃状态

图 6 给出了 10~50 km 高度条件下喷焰的温度场等值线分布图。从图中同样可以看出:随着飞行高度增加,环境压强降低,喷焰膨胀和流动范围增加;由于大气中的氧气含量降低,喷焰复燃引起的最高温度逐渐降低。在 40 km 和 50 km 高度下,冻结流计算和平衡流计算获得的温度场分布基本吻合,表明在 40 km 及以上,由于氧气含量很低,喷焰复燃效应已不明显。

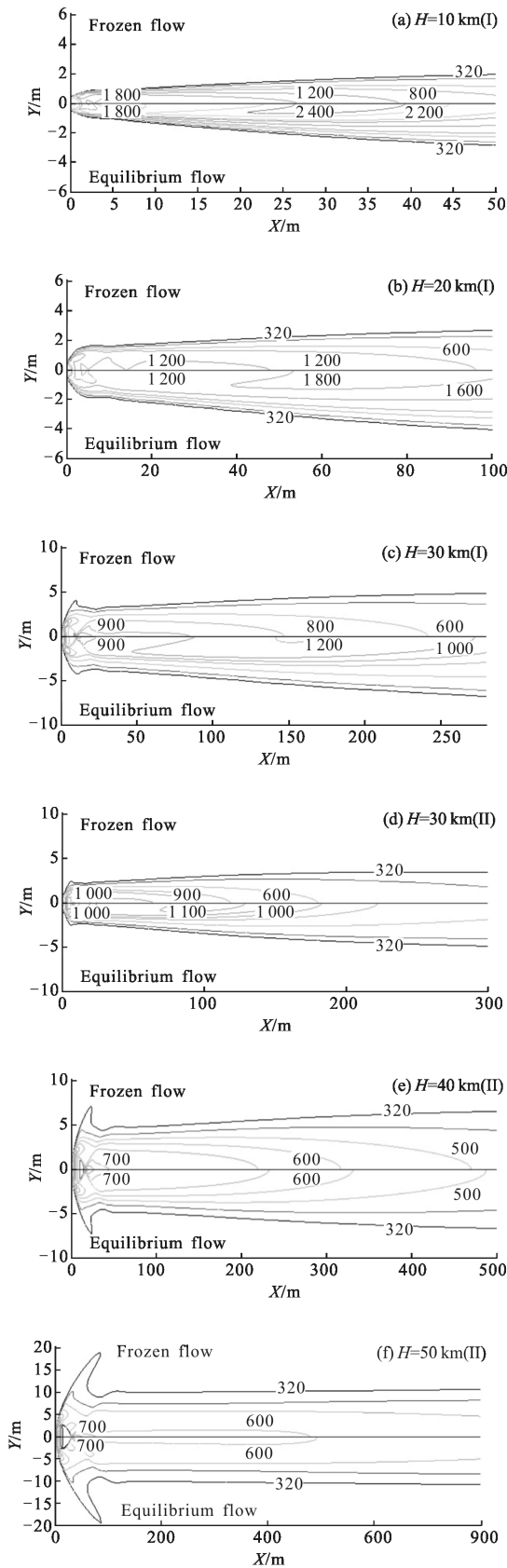


图 6 不同高度下的喷焰温度等值线图

Fig.6 Contour map of spray flame temperature at different heights

从上述分析可以看出,当发动机工作高度增加时,由复燃引起的温度增长趋势减弱,达到一定高度后复燃效应基本消失;另一方面,随着高度增加,喷焰膨胀和流动区域增加,在存在复燃条件下复燃区域增加。

3 复燃效应对喷焰辐射特性的影响分析

3.1 喷焰复燃效应随高度变化特性

为明确复燃-高度两类因素对喷焰红外辐射特性的影响,文中在不同高度上冻结流和平衡流喷焰流场参数的基础上,计算获得了对应喷焰光谱辐射强度,并进行了分析比较。图 7 给出了 10、30 km 高度上 I 型发动机喷焰 2~5 μm 光谱辐射强度分布。从图中可以看出,低海拔高度上,喷焰复燃效应引起强烈的辐射增强,从而使得光谱辐射强度有 1 个数量级以上的增大,如 10 km 高度上复燃引起的光谱辐射强度增强相比于不考虑复燃效应的光谱辐射强度最大增加 20 倍,随着高度上升复燃效应逐渐减弱。

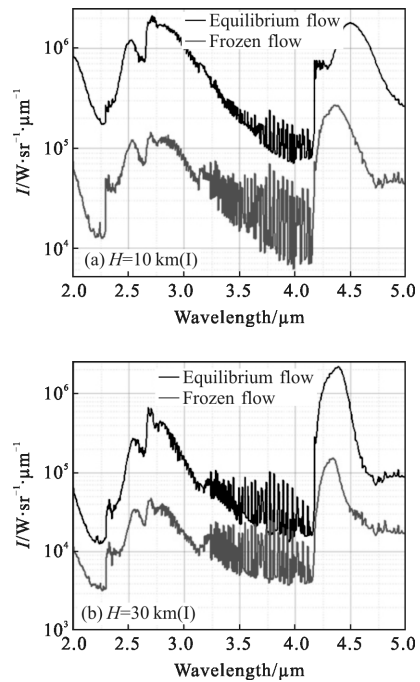


图 7 喷焰光谱辐射强度对比图

Fig.7 Contrast diagram of spectral radiation intensity of spray flame

图 8 给出了 30、50 km 高度上 II 型发动机喷焰 2~5 μm 光谱辐射强度分布。由图中可见,II 型发动机 30~50 km 高度复燃效应引起的辐射增强呈现递减趋势,30 km 高度仍有较大影响,但到 50 km 高度

复燃效应基本对喷焰辐射已经没有影响。这一结论与复燃对喷焰流场参数影响的分析结果是可以相互印证的。

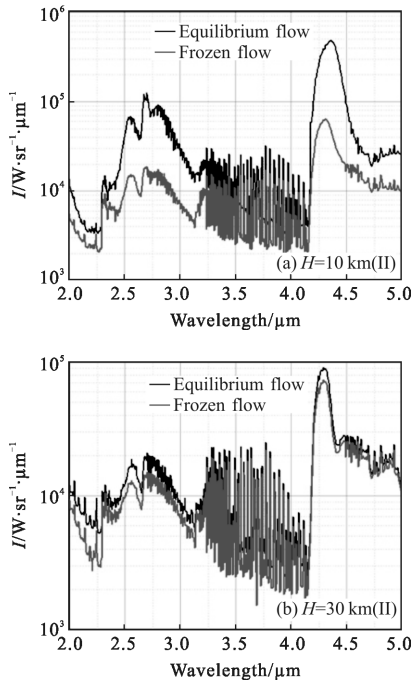


图 8 喷焰光谱辐射强度对比图

Fig.8 Contrast diagram of spectral radiation intensity of spray flame

3.2 复燃效应与辐射增强

图 9 给出了 10~50 km 高度上 I 型、II 型发动机喷焰在不同谱带内的积分辐射强度,图 10 给出了不同高度上复燃效应引起的辐射增强($I_{\text{考虑复燃}} - I_{\text{无复燃}}$)/ $I_{\text{无复燃}}$ 。由图中可以看出:

(1) 考虑或不考虑复燃效应时的类似规律,喷焰在各个谱带内积分辐射强度值随高度的变化规律是相似的,即随高度上升谱带积分辐射强度下降,40 km 高度时达到最低值,然后又有轻微的上升。

(2) 有无复燃时喷焰辐射规律的差异之处,无复燃效应时,4.3 μm(CO₂ 分子贡献)谱带辐射强度始终强于 2.7 μm (主要为 H₂O 贡献);有复燃效应时,在 10 km 高度上,2.7 μm 谱带辐射强度大于 4.3 μm 谱带,但 30 km 以上高度时,4.3 μm 谱带辐射强度强于 2.7 μm 谱带,这从一个侧面说明复燃效应对短波辐射增强更为明显。

(3) 结合图 10 可以看出,2~5 μm、3~5 μm 波段复燃效应引起的辐射增强作用随高度先升后降,最大增强在 20 km 高度;短波 2.7 μm 波段和中波

4.3 μm 波段复燃引起的辐射增强的规律是相似的,均先升后降,但短波辐射增强最大值在 20 km 高度,约有 17 倍的增强,中波辐射增强相对短波有所滞后,最大值发生在 30 km 高度,约有 16 倍的增强,进一步可以推断出,复燃引起的辐射增强作用 H₂O 分子的贡献大于 CO₂ 分子的贡献。

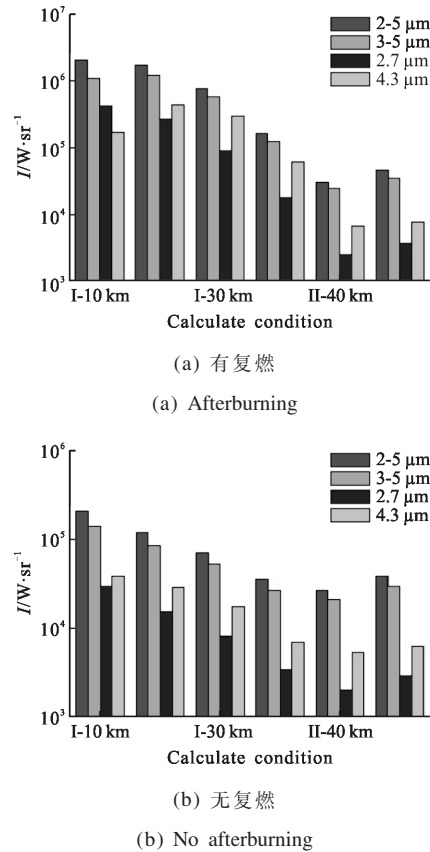


图 9 辐射强度对比图

Fig.9 Contrast diagram of radiation intensity

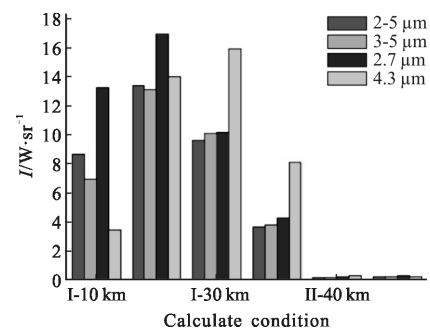


图 10 辐射增强对比图

Fig.10 Contrast diagram of radiation intensity

4 结论

文中以固体火箭发动机喷焰流动与光学辐射特

性为对象,采用数值计算方法,对复燃效应对喷焰流动和辐射的影响进行了考察和分析。获得的主要结论如下:

(1) 复燃效应对喷焰流场的温度和组分参数有显著影响,在 30 km 以下高度,喷焰复燃引起的温度升高可达上千度。

(2) 随着发动机飞行高度的变化,考虑或不考虑复燃效应时喷焰辐射变化具有类似的规律。即喷焰在各个谱带内积分辐射强度值随高度的变化规律是相似的,随着高度上升谱带积分辐射强度下降,40 km 高度时达到最低值,然后又有轻微的上升。

(3) 对于具有显著复燃效应的喷焰流场,复燃会使得喷焰谱带辐射强度有 10 倍以上的增强,但不同的积分谱带辐射强度随高度的变化规律不尽相同,2~5 μm 、3~5 μm 、2.7 μm 短波波段随高度先升后降,峰值位置在 20 km 高度,最大增强约 17 倍,4.3 μm 波段辐射增强相对短波有所滞后,最大值发生在 30 km 高度,约有 16 倍的增强。

(4) 复燃效应引起的辐射增强作用 H_2O 分子的贡献大于 CO_2 分子的贡献。

此外,固体火箭发动机工作过程中,除复燃效应对喷焰流动和辐射效应有着显著影响外,燃烧生成的 Al_2O_3 等颗粒物也会对喷焰流动和辐射效应产生显著影响。在研究中,将颗粒物作为等直径状态考察了其对于喷焰辐射的影响。在后续研究中,有必要对喷焰中的粒子效应及其影响进行更深入的研究。

参考文献:

[1] Wang Zhong, Wang Hong, Sun Mei. Infrared radiation and anti-infrared technology of the solid propellants rocket [J]. *Laser & Infrared*, 2003, 33(5): 323-324. (in Chinese)
王中, 王宏, 孙美. 固体火箭发动机红外辐射及抑制技术 [J]. 激光与红外, 2003, 33(5): 323-324.

[2] Hong J S, Levin D A, Collins R J, et al. Comparison of Atlas ground based plume imagery with chemically reacting flow solutions[R]. AIAA-1997-2537, 1997.

[3] Rao R M, Sinha K, Candler G V, et al. Numerical simulations of Atlas II rocket motor plumes [R]. AIAA-99-31103, 1999.

[4] Candler G V, Rao R M, Sinha K, et al. Numerical simulations of Atlas-II rocket motor plumes[R]. AIAA-01-16256, 2001.

[5] Fu D, Yu Y, Niu Q. Simulation of under expanded supersonic jet flows with chemical reactions [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(3): 505-513.

[6] Yang Yuwen, Deng Kangqing, Yu Xiaobo, 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. (in Chinese)
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.

[7] Li Jun, Li Zhigang, Cao Congyong, et al. The numerical simulation of rocket gas efflux field with multispecies and chemical reaction [J]. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(2): 48-54. (in Chinese)
李军, 李志刚, 曹从咏, 等. 多组份含化学反应火箭燃气射流流场的数值模拟[J]. 宇航学报, 1998, 19(2): 48-54.

[8] Zhan Guang, Li Chunxuan. Numerical computations of infrared signatures in exhaust flow fields of jet engines [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2005, 31(8): 829-833. (in Chinese)
詹光, 李椿萱. 发动机燃气喷流红外辐射场的数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(8): 829-833.

[9] Li Jianxun, Tong Zhongxiang, Liu Wanjun, et al. Infrared radiation characteristic experiment and simulation of aero engine [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(3): 550-553. (in Chinese)
李建勋, 童中翔, 刘万俊, 等. 航空发动机红外辐射实验与仿真[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(3): 550-553.

[10] Leone D M, Turns S R. Active Chlorine and nitric oxide formation from chemical rocket plume afterburning [R]. AIAA 94-0788, 1994.

[11] Liu Zunyang, Shao Li, Wang Yafu, et al. Influence on afterburning on infrared radiation of solid rocket exhaust Plume [J]. *Acta Optica Sinica*, 2013, 33(6): 0604001. (in Chinese)
刘尊洋, 邵立, 汪亚夫, 等. 复燃对固体火箭尾焰红外辐射特性的影响[J]. 光学学报, 2013, 33(6): 0604001.

[12] 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. (in Chinese)
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.

[13] Dong Shikui, Shuai Yong, Tan Heping, et al. Computation of radiative heat transfer in participating media using Backward

- Monte Carlo method [J]. *Journal of Harbin Institute of Technolog*, 2004, 36(12): 1602-1604. (in Chinese)
- 董士奎, 帅永, 谈和平, 等. 反向蒙特卡罗法模拟参与性介质中热辐射传递 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2004, 36(12): 1602-1604.
- [14] Shuai Yong, Dong Shikui, Liu Linhua. Simulation of infrared radiation characteristics of high temperature free stream flow including particles by using backward Monte-Carlo method [J]. *Journal of Infrared and Millimeter Waves*, 2005, 24(2): 100-104. (in Chinese)
- 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罗方法模拟 [J]. 红外与毫米波学报, 2005, 24(2): 100-104.
- [15] Tan Heping, Xia Xinlin, Liu Linhua, et al. Numerical Computation of Infrared Radiation Characteristics and Transmission: Computational Radiation [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2006: 147. (in Chinese)
- 谈和平, 夏新林, 刘林华, 等. 红外辐射特性与传输的数值计算: 计算辐射学 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2006: 147.