

doi: 10. 3788/gzxb20134204. 0480

复燃对液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

(电子工程学院 脉冲功率激光技术国家重点实验室, 合肥 230037)

摘要:为了定量研究复燃对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响, 建立了一个可以计算液体火箭尾焰复燃流场和红外辐射特性的模型. 首先, 使用 FLUENT 软件计算液体火箭尾焰复燃流场, 其中尾焰中的复燃反应使用有限速率化学反应模型计算; 然后, 使用基于 HITEMP 数据库的窄带模型计算尾焰内气体的辐射参量; 最后, 使用有限体积法求解尾焰中的辐射传输方程. 通过比较该模型计算的 Titan IIIB 尾焰光谱辐射强度与(美国)国家航空航天局公布结果的一致性, 证明了该模型的正确性. 最后, 利用该模型计算了复燃对某液体火箭尾焰光谱和波段红外辐射强度的影响, 结果表明, 复燃反应可以显著增加尾焰红外光谱辐射强度, 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 30.8% 和 28.3%, 所以, 在计算液体火箭尾焰准确的红外辐射特性时, 需要考虑复燃的影响.

关键词: 红外辐射; 液体火箭尾焰; 复燃; 有限速率化学反应; 有限体积法

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: 1004-4213(2013)04-0480-6

Influence of Afterburning on Infrared Radiation of Liquid Rocket Exhaust Plume

LIU Zun-yang, SHAO Li, WANG Ya-fu, SUN Xiao-quan

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

Abstract: In order to study the influence of afterburning on the infrared radiation of a liquid rocket exhaust plume, a model was founded which could calculate afterburning flow field and infrared radiation of a liquid rocket exhaust plume. The FLUENT was used to calculate the afterburning flow field of a liquid rocket exhaust plume, the finite rate chemistry reaction model was adopted to calculate the afterburning reaction. Then, a narrow band model based on the HITEMP data base was employed to calculate the radiation parameters of plume gas. Lastly, the finite volume method was used to solve the radiation transfer equation. The feasibility of this model was testified by comparing the calculated spectral radiation intensity of the Titan IIIB exhaust plume and the result of (American) National Aeronautics and Space Administration. By means of this model, the influence of afterburning on the infrared radiation of a liquid rocket exhaust plume was calculated. The results show that, afterburning is able to increase the infrared spectral radiation greatly, and the average increase ratio of the two domain radiation bands $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$ and $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ achieve 30.8% and 28.3% respectively. Therefore, the afterburning should be taken into account when calculating the exact infrared radiation of a liquid rocket exhaust plume.

Key words: Infrared radiation; Liquid rocket exhaust plume; Afterburning; Finite rate chemistry reaction; Finite volume method

基金项目: 国家重点实验室基金项目(No. 10J006)资助

第一作者: 刘尊洋(1984-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为红外辐射特性计算. Email: liukp2003@163.com

导师(通讯作者): 孙晓泉(1962-), 男, 教授, 博导, 主要研究方向为光电技术. Email: sunxq@ustc.edu

收稿日期: 2012-11-20; 录用日期: 2013-01-23

0 引言

液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度^[1]。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^[2],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。

目前,尾焰红外辐射特性的研究文献较多,主要使用蒙特卡洛法^[3]、反向蒙特卡洛法^[4]、六流法^[5]、有限体积法^[6]、离散坐标法^[7]和 C-G 谱带法^[8]等。但是,上述文献没有讨论复燃对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响。姜毅^[2]和 Tro-yes^[9]等人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。王伟臣等人^[1]研究了尾焰复燃对尾焰流场的影响,并计算了流场内局部点的辐射强度,但是也没有涉及复燃对尾焰的整体光谱辐射特性的影响。

为了定量研究复燃对液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 软件计算尾焰复燃流场,使用有限速率化学反应模型计算复燃反应;然后,使用基于 HITEMP 数据库的窄带模型计算尾焰中气体的辐射参量;最后,使用有限体积法(Finite Volume Method,FVM)编程求解尾焰中的辐射传输方程(Radiation Transfer Equation,RTE)。利用上述模型,研究了典型条件下复燃对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响并分析了影响产生的原因。

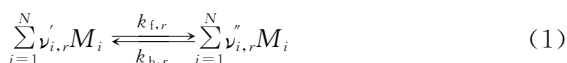
1 计算模型

1.1 流场模型

使用 FLUENT 软件计算流场,选择基于密度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 $\kappa\epsilon$ 两方程模型^[10],壁面附近采用标准壁面函数。

1.2 有限速率化学反应模型

尾焰中化学反应主要发生在近场混合区,该区域基本为超声速流,故选择层流有限速率模型^[11]。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 的正向速率常量, $k_{b,r}$ 是反应 r 的逆向速率常量。

用 Arrhenius 定律表示的正向化学反应速率常量为

$$k_f = A_r T^n \exp(-E_r/RT) \quad (2)$$

式中, A_r 是指前因子, n 是温度指数, 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

$$R_i = M_{w,i} \sum_{r=1}^{N_r} \hat{R}_{i,r} \quad (3)$$

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。

流场能量守恒方程中化学源项的 S_h 表达式为^[1]

$$S_h = - \sum_i \frac{h_i^0}{M_{w,i}} R_i \quad (4)$$

式中, h_i^0 是组分 i 气体的标准状态焓。

1.3 气体辐射参量

CO_2 和 H_2O 是尾焰中最主要的辐射气体,忽略其它气体成分对尾焰辐射的影响,使用窄带模型计算二者的辐射参量,每种气体组分的平均透过率 $\bar{\tau}_\omega$ 为

$$\bar{\tau}_\omega = \exp \left[-2 \frac{\bar{\gamma}}{d} \left[\sqrt{1 + \frac{u \kappa d}{\bar{\gamma}}} - 1 \right] \right] \quad (5)$$

式中 ω 为波数, $u = P_i L (296/T)$,标准化到 0.101 MPa,296 K; P_i 为第 i 种气体组分的分压力, L 为物理行程长度, κ 、 $1/d$ 和 $\bar{\gamma}$ 分别为 ω 处的气体组分的平均吸收系数、谱线密度和谱线平均半宽,以 HITEMP 数据库为基础计算^[12-13]。尾焰气体总的透过率为两种组分透过率之积。

1.4 有限体积法辐射传输方程求解模型

在吸收、发射、散射性介质内辐射传递方程的表达式为^[14]

$$\frac{dL_\lambda(s,\omega)}{ds} = -\alpha_\lambda(s)L_\lambda(s,\omega) + \alpha_\lambda(s)L_{b\lambda}(s) - \sigma_\lambda(s) \cdot L_\lambda(s,\omega) + \frac{\sigma_\lambda(s)}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_\lambda(s,\omega_i)\Phi(\lambda,\omega_i,\omega)d\omega_i \quad (6)$$

式中, $L_\lambda(s,\omega)$ 是空间位置 s 传输方向 ω 波长 λ 处的光谱辐射亮度, $\alpha_\lambda(s)$ 和 $\sigma_\lambda(s)$ 是介质的光谱吸收系数和光谱散射系数, $\Phi(\lambda,\omega_i,\omega)$ 是光谱散射相函数。

尾焰中辐射传递方程的求解使用有限体积法^[15]完成,其基本思想是保证微每个控制体在每个立体角内的辐射能量守恒。首先需要对空间和角度进行离散。空间离散是指将计算域离散为互不重叠

的控制体积 V_P ; 角度离散是指将 4π 空间离散为互不重叠的立体角 Ω^m , 如图 1.

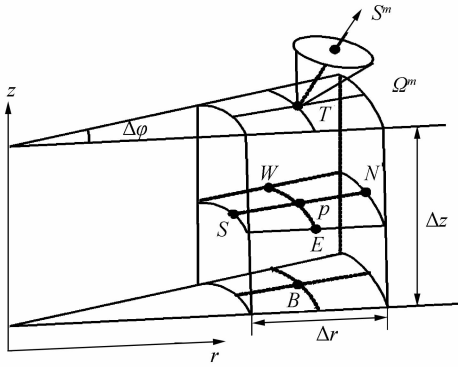


图 1 空间和角度离散示意图

Fig. 1 Discreteness of space and angle

在控制体积 V^P 和控制立体角 Ω^m 内对辐射传递方程式(5)积分, 并运用高斯公式, 可得辐射能量守恒方程的有限体积表达式^[15]为

$$\int_{\Omega^m A_c} L_\lambda(c, \Omega^m) (\mathbf{s}^m \cdot \mathbf{n}_j) dA_c d\Omega^m = \int_{\Omega^m V_P} [-\alpha_\lambda(s) \cdot L_\lambda(s, \Omega^m) + \alpha_\lambda(s) L_{\text{bk}}(s) - \sigma_\lambda(s) L_\lambda(s, \Omega^m) + \frac{\sigma_\lambda(s)}{4\pi} \int_{\Omega^l=4\pi} L_\lambda(s, \Omega^l) \Phi(\lambda, \Omega^l, \Omega^m) d\Omega^l] dV d\Omega^m \quad (7)$$

式中, $L_\lambda(c, \Omega^m)$ 是控制体环表面 c 上第 m 个控制角的光谱辐射亮度, \mathbf{s}^m 是方向矢量, 表示第 m 个立体角的中心, \mathbf{n}_j 是控制体外表面单位法矢量, D_j^m 为外表面的面积.

液体火箭尾焰中固体粒子的散射作用可以忽略, 此时式(7)可以简化为

$$\int_{\Omega^m A_c} L_\lambda(c, \Omega^m) (\mathbf{s}^m \cdot \mathbf{n}_j) dA_c d\Omega^m = \int_{\Omega^m V_P} [-\alpha_\lambda(s) \cdot L_\lambda(s, \Omega^m) + \alpha_\lambda(s) L_{\text{bk}}(s)] dV d\Omega^m \quad (8)$$

设在每个立体角 m 内, 控制体各外表面上的辐射亮度近似地等于相应外表面中心的积分点 j 处的辐射亮度值表示, 同时假设在控制体积 V_P 的控制立体角 Ω^m 内的光谱辐射亮度相等, 近似由位于控制体内节点 P 上的值表示, 则式(8)可以表示为式(9), 等号左边为微体外表面净出射辐射通量, 右边为微体内辐射净增益量.

$$\sum_j^M A_{c,j} L_{\lambda,c,j}^m D_j^m = [- (1 - \tau_{\lambda,P}^m) L_{\lambda,P}^m + (1 - \tau_{\lambda,P}^m) L_{\text{bk},P}^m] A_{\text{section}}^m \Omega^m \quad (9)$$

式中, M 为控制体外表面的个数, $A_{c,j}$ 为第 j 个外表面的面积, $L_{\lambda,c,j}^m$ 为波长 λ 附近, 第 j 个外表面中心处在第 m 个控制角内的辐射亮度, D_j^m 为第 j 个外表面对第 m 个控制角的方向权值, $\tau_{\lambda,P}^m$ 为控制体 P 在 s^m 方向在波长(附近的)透过率, 使用式(5)计算, $L_{\lambda,P}^m$ 为控制体 P 在控制角 m 内波长(附近的)辐射亮度,

$L_{\text{bk},P}^m$ 为控制体 P 在波长 λ 附近的黑体辐射亮度. A_{section}^m 为微体在 s^m 方向的截面积, Ω^m 为控制角 m 的立体角.

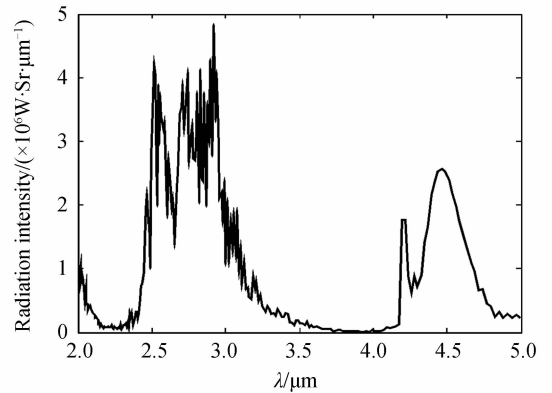
计算方程中 $L_{\lambda,c,j}^m$ 时, 使用辐射传输上游方向控制体中心的光谱辐射亮度代替边界面的光谱亮度, 即, 若 $D_j^m > 0$, 则 $L_{\lambda,c,j}^m = L_{\lambda,P}^m$, 否则 $L_{\lambda,c,j}^m = L_{\lambda,j}^m$. 其中, $D_j^m > 0$, 表示在 j 面第 m 个控制角辐射从控制体 P 出射, 下标 $J = E, W, S, N, T, B$, 代表与控制体 P 各个相邻控制体的中心节点.

方程(9)使用 CGSTAB^[16] 方法求解. 求出最外层微体的外表面光谱辐射亮度后, 可以进一步求出尾焰光谱辐射强度.

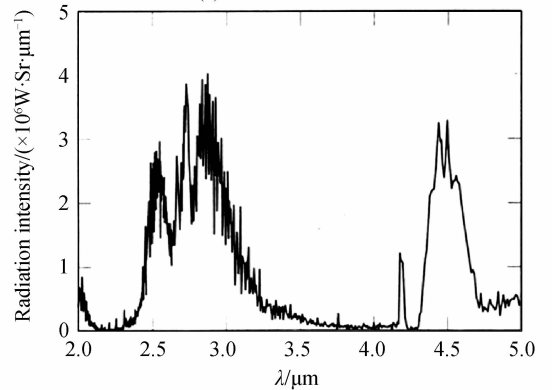
2 算例与分析

2.1 模型验证

为了验证模型的正确性, 使用本文模型计算 Titan III B 的尾焰复燃流场和光谱辐射强度, 并与(美国)国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)使用 SPF/SIRRM 计算的结果^[17]进行对比, 图 2(a)和图 2(b)分别本文模型和 SPF/SIRRM 的计算结果. 由图可以看出,



(a) Result of this article



(b) Result of SPF/SIRRM

图 2 本文模型和使用 SPF/SIRRM 计算的 Titan III B 的辐射强度

Fig. 2 Radiation of Titan III B calculated by this article and SPF/SIRRM

二者光谱辐射曲线的分布规律是基本一致的,除了在 $2.5 \mu\text{m}$ 附近差异较大,二者辐射强度大小也比较接近,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差异比例在 20% 之内. 由于尾焰辐射的计算涉及射流流场的计算、复燃反应的计算、气体辐射参量的计算以及辐射传输方程的求解等复杂过程,故通对比图 2(a) 和图 2(b) 的光谱辐射曲线可以证明本文模型的正确性.

2.2 算例参量

考虑尾焰流场的对称性,选取计算区域如图 3(a),其中, L 和 R 分别为计算区域的长度和半径, $L \times R = 300 \text{ m} \times 20 \text{ m}$, 喷口喉部半径为 10 cm , 喷管出口半径为 30 cm . 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 101325 Pa ,温度为 288 K ,自由来流的马赫数为 0.2 , EF 为压力出口边界条件,设定压强和温度分别为 101325 Pa 和 288 K , BC 为火箭喷管的内壁面, AF 为喷管和流场的对称轴.

喷口附近区域网格划分的放大图如图 3(b) 对喷管内和近场尾焰流场变化较剧烈的区域使用精细网格,在变化缓慢的远场区域,设置计算网格逐渐稀疏,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. 仿真实验结果验证了此网格划分方案的可行性.

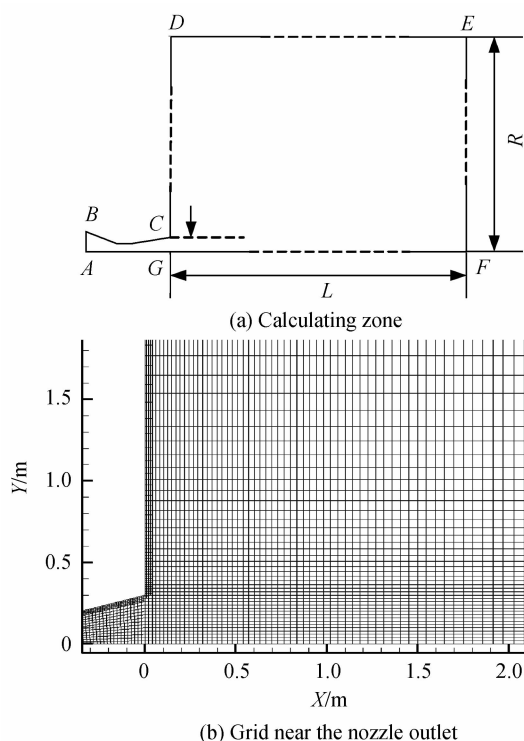


图 3 计算区域及喷管出口处网格划分

Fig. 3 Calculating zone and grid near the nozzle outlet

忽略尾焰中小比例组分,仅考虑 9 种主要组分 H_2O 、 CO_2 、 CO 、 H_2 、 O_2 、 N_2 、 NO 、 H 和 O , 喷管入口处和环境各组分摩尔分数如表 1 所示. 羽流中的后燃现象主要由 H_2 和 CO 的氧化反应组成,本文使用 H_2/CO 氧化反应体系进行化学计算,所用反应机理数据如表 2 所示,其中 M 为第三体,不参与化学反应. 由于复燃主要是 CO 和 H_2 的氧化反应,所以尾焰中 CO 和 H_2 的含量会对复燃产生较大影响.

表 1 各组分在喷管入口和自由来流中的摩尔分数

Species	Combustion chamber	Free flow
H_2O	0.4648	0
CO_2	0.0923	0.00032
CO	0.0324	0
H_2	0.0409	0
O_2	0	0.210968
N_2	0.3553	0.789
NO	0.0086	0
H	0.0034	0
O	0.0023	0

表 2 尾焰中化学反应模型

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

根据流场温度分布,选取底面半径和高分别为 5 m 和 300 m 的圆柱体区域内的尾焰计算红外辐射. 对圆柱区域划分计算网格时,轴向、半径方向和圆周方向的节点数分别为 60 , 18 和 18 . 与轴向所成俯仰角离散数为 13 ,沿圆周方向角度离散个数为 18 . 计算光谱范围为 $2 \sim 5 \mu\text{m}$,窄带模型的带宽为 12 cm^{-1} .

2.3 结果与分析

为了方便对比,将复燃尾焰流场和冻结(复燃反应)流场近场区域的静温云图对称地绘于图 4 中 $y=0$ 轴上下两侧,由图可见,在尾焰混合层区域,复燃使温度升高较多,这是由于流场中未完全燃烧的气体与空气中的氧气在此混合,发生化学反应,导致温度升高.

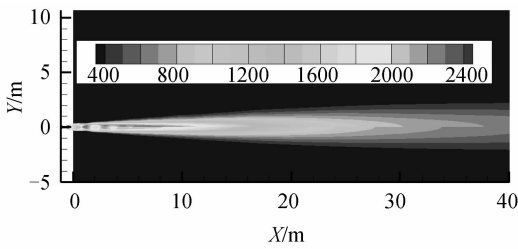
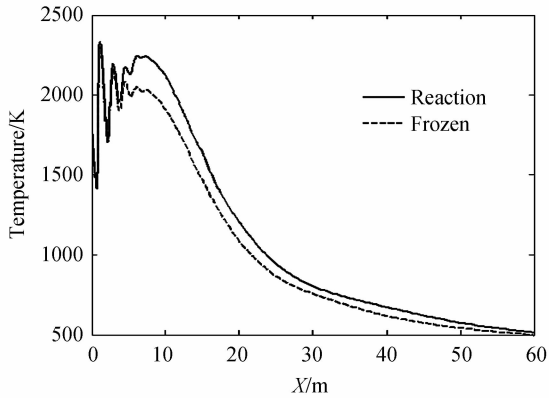


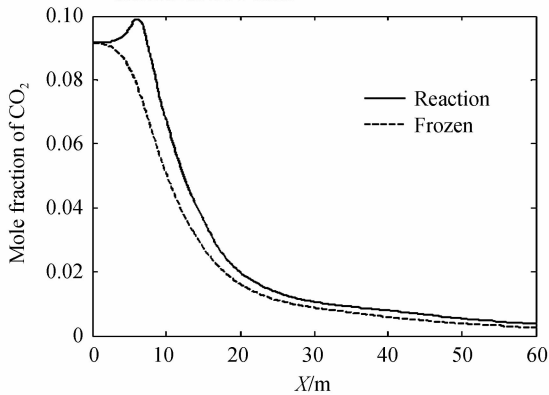
图4 复燃对尾焰流场温度分布的影响

Fig. 4 The influence of reaction on the temperature distribution of plume flow field

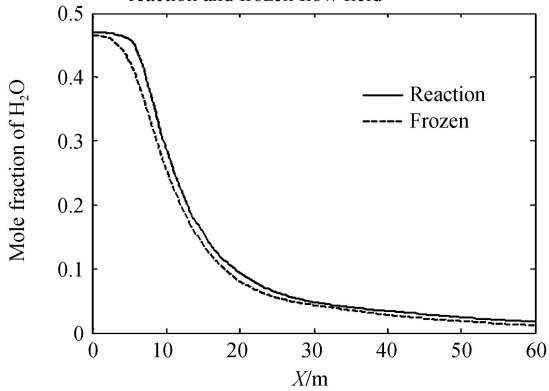
图5为复燃对尾焰轴线温度和主要辐射气体含



(a) The temperature distribution along axis of reaction and frozen flow field



(b) The CO₂ mole fraction distribution along axis of reaction and frozen flow field



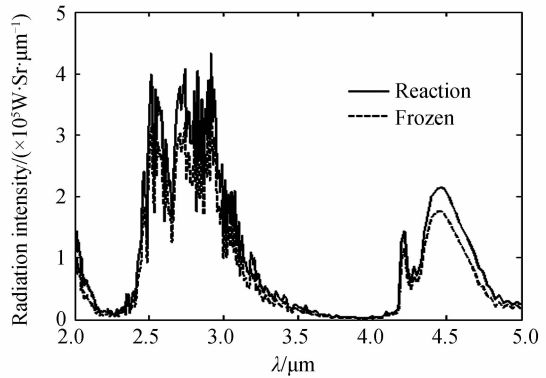
(c) The H₂O mole fraction distribution along axis of reaction and frozen flow field

图5 复燃尾焰流场轴线温度和主要辐射气体含量分布的影响

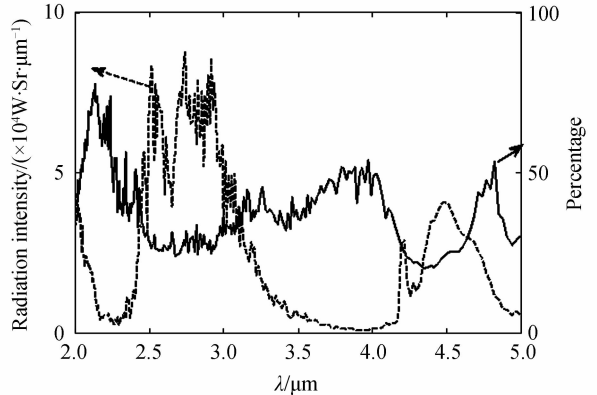
Fig. 5 The influence of reaction on the axis temperature and main radiation gases distribution of plume flow field

量的影响. 其中,图 5(a)为复燃尾焰与冻结尾焰轴线温度分布情况,可以发现,复燃使轴线温度的增幅呈先增加后减小趋势,从 $x=4$ m 附近开始有明显的升温,且在 $x=7$ m 处升温达到最大值约 210 K,到 60 m 升温幅度降到 20 K 左右. 图 5(b)和图 5(c)分别为复燃尾焰与冻结尾焰沿轴线 CO₂ 和 H₂O 的摩尔分数分布情况,可以发现复燃可以增加 CO₂ 和 H₂O 的含量,且增幅规律与温度较一致,都是呈先增加后减小趋势,在 $x=7$ m 附近达到增幅最大值.

图 6 为尾焰复燃前后辐射变化情况,其中,图 6(a)为复燃前后光谱红外辐射强度曲线,图 6(b)为复燃导致光谱辐射强度的增加量和增加比例. 观察图 6 可以发现,复燃可以显著增加尾焰光谱辐射强度,且由于 H₂O 和 CO₂ 为选择性辐射气体,尾焰在其两个主要辐射波段 2.5~3.0 μm 和 4.2~4.7 μm 辐射强度增幅较大,最大约为 8×10^4 W/sr/ μm . 增加比例则在在 2~5 μm 波段都较大,最大增加比例达到 77% 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 30.8% 和 28.3%. 结合复燃对尾焰流场温度和组分的影响,可以推断,尾焰辐射的大幅增加,是由于复燃反应同时增加了尾焰温度和主要辐射气体的含量.



(a) Spectral intensity of reaction and frozen plume



(b) The amount and percentage of spectral radiation increment caused by reaction

图6 复燃对尾焰光谱辐射强度的影响

Fig. 6 The influence of reaction on the spectral intensity of plume

3 结论

本文建立了一个可以定量计算液体火箭尾焰复燃流场和红外辐射特性的模型,据此研究了复燃对尾焰流场和红外辐射强度的影响,得到以下结论:

1)复燃不仅可以明显增加液体火箭尾焰流场温度,还可以增加尾焰主要辐射气体的含量;

2)复燃可以大幅增加液体火箭尾焰红外辐射强度,2.5 μm 波段最大增加比例达到 77%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 30.8%和 28.3%;

3)由于本文算例中复燃可以使液体火箭尾焰主要辐射波段辐射强度增加 30%左右,所以在计算液体火箭尾焰准确的红外辐射强度时,需要考虑复燃的影响。

本文研究结果对液体火箭尾焰红外辐射特性计算具有一定的参考价值,另外,由于不同情况尾焰中未完全燃烧气体比例,火箭飞行速度以及大气条件有所差别,复燃对尾焰红外辐射特性影响的幅度可能有所不同。

参考文献

- [1] WANG Wei-chen, WEI Zhi-jun, ZHANG Qiao, *et al.* Influence of afterburning on infrared signature of rocket motor exhaust plume[J]. *Journal of 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 De-bin. Numerical simulation for non equilibrium chemically reacting fluid field of the solid rocket motor exhaust plume[J]. *Journal of 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] SURZHNIKOV S T. Monte carlo simulation of plumes spectral emission[R]. Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS), 2006.
- [4] LIU L H. Backward monte carlo method based on radiation distribution factor[J]. *AIAA Journal of Thermophys*, 2004, **18**(4): 151-153.
- [5] RUAN Li-ming, QI Hong, WANG Sheng-gang, *et al.* Numerical simulation of the infrared characteristic of missile exhaust plume[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, **37**(6): 959-962.
- [6] CAI G B, ZHU D Q, ZHANG X Y. Numerical simulation of the infrared radiative signatures of liquid and solid rocket plumes[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007(11): 473-480.
- [7] ZHANG Xiao-ying, ZHU Ding-qiang, CAI Guo-biao. Study the infrared characteristics of the solid rocket plume with DOM method and the influence of altitude [J]. *Journal of 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] ZONG Jing-guo, ZHANG Jian-qi, LIU De-lian. Infrared radiation characteristics of stealth aircraft[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2011, **40**(2): 289-294.
宗靖国,张建奇,刘德连. 隐身飞机尾焰的红外辐射特性[J]. *光子学报*, 2011, **40**(2): 289-294.
- [9] TROYES J, DUBOIS I, BORIE V, *et al.* Multi-phase reactive numerical simulations of a model solid rocket motor exhaust jet[C]. Sacramento, California: AIAA, 2006: 2006-4414.
- [10] LAUNDER B E, SPALDING D B. Lectures in mathematical models of turbulence[M]. London: Academic Press, 1972.
- [11] WANG Wei-chen, WEI Zhi-jun, ZHANG Qiao, *et al.* Study on infrared signature of solid rocket motor afterburning exhaust plume [C]. Nashville, TN: AIAA, 2010: 2010-6847.
- [12] DONG Shi-kui, TAN He-ping, YU Qi-zheng, *et al.* Infrared radiative spectral band-model parameters for water vapor in the 300-3000 K temperature range [J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2001, **16**(1): 33-38.
董士奎,谈和平,余其铮,等. 300~3 000 K 水蒸气红外辐射谱带模型参量[J]. *热能动力工程*, 2001, **16**(1): 33-38.
- [13] DONG Shi-kui, YU Qi-zheng, TAN He-ping, *et al.* Narrow band model parameters of high temperature radiation for carbon dioxide of combustion products [J]. *Journal of 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量[J]. *航空动力学报*, 2001, **16**(4): 355-359.
- [14] SIEGEL R, HOWELL R J. Thermal radiation heat transfer [M]. Washington D C: Hemisphere and McGraw-Hill, 1981.
- [15] 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.
- [16] FERZIGER H J, PERIC M. Computational methods for fluid dynamics[M]. Berlin: Springer, 1996.
- [17] SIMMONS F S. Rocket exhaust plume phenomenology[M]. El Segundo: CA: The Aerospace Press and American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.