

火箭发动机出口参数对喷焰流动及辐射的影响

包醒东^{1,2,3}, 余西龙¹, 毛宏霞³, 王振华³, 徐颖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: 基于详细化学反应机理+逐线积分法+视在光线法开展了火箭发动机喷焰流动与辐射特性研究,分析了不同化学反应机理对流动与辐射的影响,利用地面试验数据校验了模型的正确性,并详细分析了火箭发动机出口参数变化对喷焰流动及辐射的影响规律。研究结果表明:喷管出口温度增加,对流场结构影响较小,但会显著提升喷焰的复燃效应;喷管出口压强增加,会对流场马赫波系结构产生影响,但对喷焰二次燃烧影响较小;喷焰红外辐射强度会随着出口温度或出口压强的升高而增加,且红外辐射强度与出口推力正相关。

关键词: 喷焰流动; 火箭发动机出口参数; 化学反应机理; 流场结构; 红外辐射

中图分类号: V411.3

文献标志码: A

Influence of rocket engine exit parameters on flow and radiation characteristics of exhaust plume

BAO Xingdong^{1,2,3}, YU Xilong¹, MAO Hongxia³,

WANG Zhenhua³, XU Ying³

(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 Environmental Features, Beijing 100854, China)

Abstract: Based on the detailed chemical reaction mechanism, the flow and radiation of the plume were studied by the method of computational fluid dynamics (CFD) + line-by-line integration and light of sight method. The effects of different chemical reaction mechanisms on flow and radiation were compared and analyzed. The validity of the model was verified by optical measurement data. On this basis, the influence of rocket exit parameters on plume flow and radiation was analyzed in detail. The results showed that: the temperature of the nozzle exit had little effect on the structure of the flow field, but had a significant effect on the afterburning; the increase of pressure at the nozzle exit had an effect on the wave struc-

收稿日期: 2019-03-03

作者简介: 包醒东(1987—),男,高级工程师,博士,主要从事高温气体流动与辐射特性研究。

引用格式: 包醒东,余西龙,毛宏霞,等. 火箭发动机出口参数对喷焰流动及辐射的影响[J]. 航空动力学报,2019,34(11):2448-2457. BAO Xingdong, YU Xilong, MAO Hongxia, et al. Influence of rocket engine exit parameters on flow and radiation characteristics of exhaust plume[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(11): 2448-2457.

ture of the Maher disk, but had little effect on the afterburning; the infrared radiation intensity of the plume increased with the increase of the temperature and pressure of the nozzle exit, and the infrared radiation intensity was positively related to the thrust of the engine.

Key words: exhaust plume flow; rocket engine exit parameters; mechanism of chemical reaction; flow field structure; infrared radiation

火箭发动机燃烧产生并经喷管加速形成超音速的尾喷焰,高温高压的喷焰会向空间辐射出强烈的红外能量,这种喷焰的红外信号特征被广泛应用于火箭动力目标的探测、跟踪及识别^[1-2]。为掌握火箭发动机喷焰流动及光学辐射特性,近年来,国内外学者从理论分析、数值计算、实验测量等多方面作了大量研究,获得了很多有益的结果,推动了对火箭发动机喷焰射流及高温气体辐射等方面更深入地认识。

火箭发动机喷焰其实质是一种高温、高压超声速射流,并与环境大气自由来流产生剪切、卷吸、掺混等复杂干扰。一般火箭发动机是富燃料,喷焰中含有大量未燃尽燃料,在与环境来流相互作用下发生二次燃烧。Devir 等^[3]设计开展了 BEM(ballistic evaluation motor)模型发动机尾喷焰光学测量实验,获取了喷焰光谱辐射强度及窄谱辐亮度。Jensen 等^[4]使用 9 组分 10 化学反应机理模型来描述复燃现象,研究了湍流输运系数对复燃尾焰影响。Calhoon 等^[5-6]使用了 9 组分 10 化学反应的 H₂/CO 氧化反应机理模型描述了二次燃烧现象。Troyes 等^[7]采用 11 组分 17 化学反应机理模型研究了固体火箭发动机喷焰的流动特性,并对不同网格的适应性进行了分析。姜毅等^[8]采用 11 组分 14 化学反应机理模型研究了地面附近复燃效应对喷焰流场特性的影响。牛青林等^[9]研究了不同飞行条件对喷焰流动特性的影响。董士奎等^[10-11]使用离散坐标法(DOM)以及反向蒙特卡洛方法对典型谱带内尾喷焰红外辐射特性进行了数值研究。张小英、任泓帆等^[12-13]使用 DOM 方法在高度 30~60 km 的范围内,对固体和液体火箭发动机喷焰辐射特性随飞行高度的变化规律进行了分析。李霞等^[14]采用数值计算方法研究了复燃效应对流场和辐射的影响,给出了复燃对不同波段红外辐射强度的增强作用。相关学者研究表明,复燃效应会抬升喷焰射流区的整体温度,引起喷焰红外辐射的显著提高。近年来上述提及的化学反应机理模型在模拟火箭发动机喷焰二次燃烧现象方面应用广泛,具有较高的

可信度;同时飞行环境参数对喷焰流动与辐射的影响研究较多。但真实飞行过程中,发动机喷管出口参数也会存在扰动,目前在发动机喷管出口参数变化对喷焰流动及辐射特性的影响方面研究不多。

本文以 BEM-2 模型发动机为研究对象,分析了上述详细化学反应机理模型在本文模型发动机喷焰流动与辐射特性的差异,利用地面系留发动机喷焰试验的光学测量数据校验了详细化学反应机理模型的有效性,在此基础上,详细研究了不同火箭发动机出口条件(出口温度、出口压强等)对喷焰流动特性及红外辐射特性的影响。

1 理论模型与计算方法

1.1 理论模型

本文采用轴对称二维可压缩 Navier-Stokes 方程作为气体流动的基本方程,其基本形式可表示为

$$\begin{cases} \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \\ \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} \\ \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} \\ \frac{\partial[(e+p)u]}{\partial x} + \frac{\partial[(e+p)v]}{\partial y} = \\ \frac{\partial}{\partial x}(\mu \tau_{xx} + \nu \tau_{xy} + q_x) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu \tau_{xy} + \nu \tau_{yy} + q_y) \end{cases} \quad (1)$$

式中 ρ 、 p 、 u 和 v 分别为气体的密度、压强、速度轴向分量和速度径向分量,黏性应力表示为 $\tau_{xx} = 2\mu \cdot \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)$ 、 $\tau_{xy} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} \right)$ 、 $\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)$, μ 为气体的黏度,能量表示为 $e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2}\rho(u^2 + v^2)$, 热流项表示为 $q_x = -\lambda_{\text{cond}} \frac{\partial T}{\partial x}$ 和 $q_y = -\lambda_{\text{cond}} \frac{\partial T}{\partial y}$, 其中 T 、 γ 、 λ_{cond} 分别为气体温度、比热比和导热系数。

上述基本方程采用雷诺平均方法(RANS)进行求解计算,采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型对模型方程进行封闭处理。封闭方程组采用有限体积法进行离散,黏性通量项用中心差分格式进行离散,无黏通量采用 HLLC(Harten-Lax-van Leer contact)格式离散^[15],时间推进采用隐式方法。

火箭发动机喷焰气体在红外区的主要辐射产生机理^[16-18]为:碳氢燃料燃烧产物中的多原子分子及异核双原子分子由于振-转跃迁所产生的辐射发射,涉及到的组分包括: H_2O 、 CO_2 、 CO 、 HCl 。

在气体的吸收带内,吸收谱线与谱线之间会发生部分重叠。对于同一气体,其在波数处光谱吸收系数等于各相互重叠谱线在波数处的线吸收系数之和,即

$$\kappa_{\eta} = \sum_i \kappa_{\eta,i} = \sum_i S_i F(\eta - \eta_{0,i}) N \quad (2)$$

式中 κ_{η} 为吸收系数, $F(\eta - \eta_{0,i})$ 为谱线线型函数, $\eta_{0,i}$ 为计算域内第 i 条谱线中心处的波数, S_i 为单个分子的标准化谱线积分强度, N 为分子数密度。

在高温光谱数据库 HITEMP^[19] 中给出标准态 ($P_0 = 101.325 \text{ K}$ 、 $T_0 = 296 \text{ K}$) 下各组分的谱线积分强度 $S^*(T_0)$ (标准化为 296 K 的单个分子)。其它温度下单个分子谱线强度表达式如下:

$$\frac{S^*(T)}{S^*(T_0)} = \frac{Q_v(T_0)Q_r(T_0)}{Q_v(T)Q_r(T)} \cdot \exp\left[-\frac{E''}{k}\left(\frac{1}{T} - \frac{1}{T_0}\right)\right] \frac{[1 - \exp(-hc\eta_0/kT)]}{[1 - \exp(-hc\eta_0/kT_0)]} \quad (3)$$

式中 η_0 为谱线中心位置, E'' 为辐射跃迁低态的能量, $Q_v(T)$ 为振动配分函数, $Q_r(T)$ 为转动配分函数, $S^*(T)$ 表示温度为 T 单个分子谱线强度, c 为光速, h 为普朗克常数, k 为玻耳兹曼常数。

将 S_i 、 $F(\eta - \eta_{0,i})$ 和 N 代入式(2)即可得到吸收系数 κ_{η} 。

采用视在光线方法(LOS)求解辐射传输方程,其基本思想为将射线在流场中的传输简化为一维多层介质的辐射传输问题,即认为:沿着与探测方向平行的射线 LOS 与流场相交时,LOS 会一直延续下去,直到遇到飞行器部件或离开流场。如果将射线沿着 LOS 方向通过流场的路径分为多层,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 LOS 射线的红外辐射出射强度。

1.2 计算模型

本文研究对象为 BEM-2 模型发动机的喷焰,

发动机的喉部直径为 15 mm ,喷管出口直径为 25 mm ,扩张半角为 7.5° ,模型发动机外轮廓直径为 152 mm 。模型发动机喷管几何结构参数如图 1 所示。

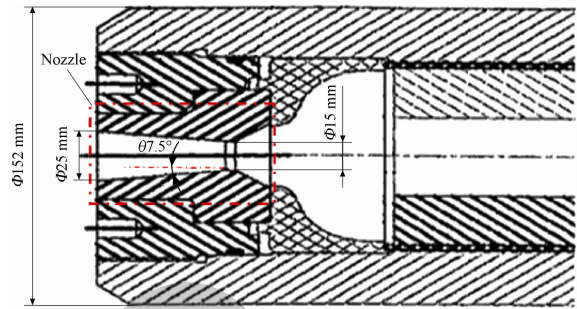


图 1 BEM-2 发动机模型
Fig. 1 BEM-2 engine model

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的网格,喷焰二次燃烧主要发生在射流区,在射流区附近进行了网格加密,在远离轴线区域由于流场参数变化不大而采用相对稀疏的网格,喷焰流动计算域的长为 1.2 m ,高为 0.25 m 。计算模型喷管入口及自由来流入口采用压力来流入口,下游出口采用压力出口,壁面采用等温无滑移壁面条件,壁面温度为 500 K 。

本文研究了下述几类化学反应机理模型对 BEM-2 发动机喷焰流动及辐射的适用性,9 组分 10 化学反应机理模型(10 step 表示);考虑 HCl 影响效应的 11 组分 14 化学反应机理模型(14 step 表示);11 组分 17 化学反应机理模型(17 step 表示);冻结流模型以 0 step 表示。通过 Arrhenius 定律表达式确定化学反应速率常数 k_f

$$k_f = A_f T^{\beta_f} e^{-E_f/RT} \quad (4)$$

式中 A_f 为前指因子,上标 β_f 为温度指数, R 为通用气体常数, E_f 为反应的活化能。

表 1 给出了 11 组分 17 化学反应机理模型。表 2 是计算工况,以 Case 表征,对应于喷管出口压强恒定、温度恒定、流量恒定 3 种状态,如 Case 1(288 kPa , 1763 K),表示出口压强恒定为 288 kPa ,且出口温度为 1763 K ,喷管出口的其他热力学参数见参考文献[4]。

1.3 网格独立性验证与模型校验

为了验证网格准确性,采用 3 套网格进行计算,网格规模分别为 Grid 1(365×270)、Grid 2(420×325)、Grid 3(495×350)。研究发现,网格

表 1 H₂-CO-HCl 化学反应机理
Table 1 H₂-CO-HCl chemical reaction mechanism

反应式	$k_f = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/RT}$			反应式	$k_f = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/RT}$		
	A_r	β_r	$E_r/$ (J/kmol)		A_r	β_r	$E_r/$ (J/kmol)
H+O ₂ =OH+O	1.70×10 ¹⁰	0	199910	CO+O ₂ =O+CO ₂	9.20×10 ¹⁰	−0.60	0
H ₂ +O=H+OH	1.17×10 ⁶	1.30	15171	CO+O+M=CO ₂ +M	6.00×10 ¹³	−1.25	0
OH+H ₂ =H+H ₂ O	4.00×10 ¹¹	−0.50	0	HCl+H=H ₂ +Cl	1.60×10 ¹⁶	−2.00	0
OH+OH=O+H ₂ O	3.61×10 ¹¹	−0.72	0	H+Cl ₂ =HCl+Cl	6.20×10 ¹⁰	−0.60	0
H+H+M=H ₂ +M	7.50×10 ⁹	0	0	HCl+OH=H ₂ O+Cl	1.89×10 ⁷	0	−7481
H+OH+M=H ₂ O+M	1.40×10 ¹¹	0	4489	HCl+O=OH+Cl	1.25×10 ¹⁰	0	0
H+O+M=OH+M	1.40×10 ¹⁰	0	4489	Cl+Cl+M=Cl ₂ +M	2.00×10 ⁹	0	0
O+O+M=O ₂ +M	6.00×10 ⁵	1.30	0	H+Cl+M=HCl+M	4.00×10 ¹⁰	0	0
CO+OH=H+CO ₂	1.00×10 ¹²	−1.00	0				

表 2 尾喷焰流动与辐射计算工况
Table 2 Rocket plume parameters for calculated cases

参数	工况														
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
温度/K	1763	1863	1963	2063	2163	1963	1963	1963	1963	1963	1827	1895	1963	2031	2099
压强/kPa	288	288	288	288	288	268	278	288	298	308	268	278	288	298	308
流量/ (kg/s)	0.540	0.511	0.480	0.444	0.440	0.452	0.468	0.480	0.502	0.519	0.480	0.480	0.480	0.480	0.480

过度加密会导致喷焰流动本身非定常性激发,必须使用大涡模拟(LES),直接数值模拟(DNS)等更精细的湍流模型进行描述,基于RANS湍流模型很难收敛,对于Grid 2和Grid 3,核心区及射流区的网格都足够密集,计算分析获得轴线方向上压强吻合良好,可以认为网格已满足无关性要求(见图2)。

图3~图4给出了不同化学反应机理模型计算的喷焰轴线方向上压强及温度分布对比。由图可见,计算的轴线方向上压强介于文献[3]中使用湍流和层流模型计算结果之间,本文采用喷管出口状态更接近试验状态,而文献[3]中喷管出口马赫数为2.35,此差异导致了轴线上压强分布明显区别,显示了出口状态变化对流场的影响。另可见,不同化学反应机理模型计算的轴线方向上压强分布基本一致,表明不同化学反应机理并不会对压强分布产生显著的直接影响,同时核心区温度分布比较接近,主要差异体现在射流区的温度分布上,即二次燃烧反应区,此时考虑化学反应过

程计算的温度会比冻结流提高约100~200 K左右,10 step 机理模型计算的轴线方向上温度最高,其在描述二次燃烧时忽略了HCl参与的化学反应,使得整体温度偏高,而14 step 机理模型计算的轴线方向上温度次之,17 step 机理模型计算的温度介于14 step 机理与冻结流之间。

图5给出了不同化学反应机理模型计算的喷焰光谱辐射强度曲线比对。由图可见,不同化学反应机理模型计算的光谱辐射强度与其温度曲线具有一致性,整体温度最高的10 step 机理模型对应的光谱辐射强度最大,14 step 机理模型计算的喷焰光谱辐射强度次之,冻结流喷焰的光谱辐射强度最小。比对发现,由于模型发动机复燃效应不是很强,整体光谱辐射强度差异不大,基于更为详细的化学反应模型在描述时更为接近实际情况,17 step 机理模型求得光谱辐射强度曲线与文献[3]中试验数据最为接近。

图6(a)给出了计算的喷焰红外辐射亮度图(波段:4.372~4.516 μm),图6(b)是文献[3]中

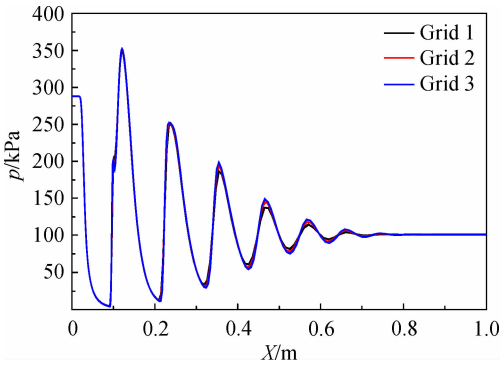


图 2 不同网格模型计算的轴线压强对比图
Fig. 2 Comparison of pressure on axis of different mesh models

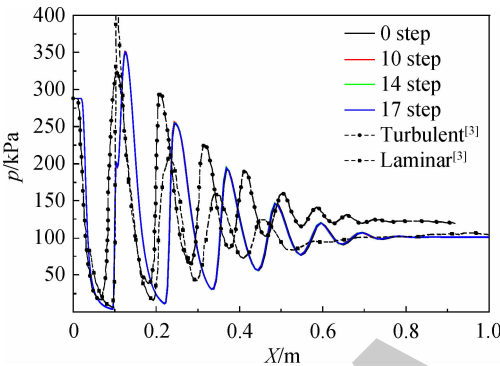


图 3 不同化学反应模型计算的轴线压强对比图
Fig. 3 Comparison of pressure on axis by different chemical reaction models

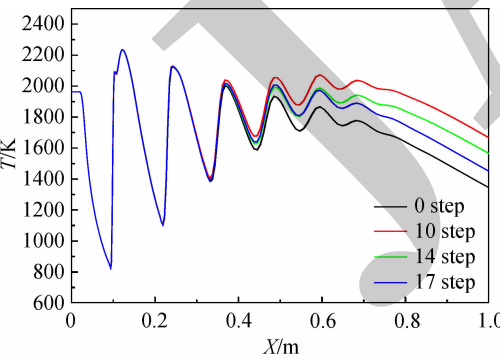


图 4 不同化学反应模型计算的轴线温度对比图
Fig. 4 Comparison of temperature on axis by different chemical reaction models

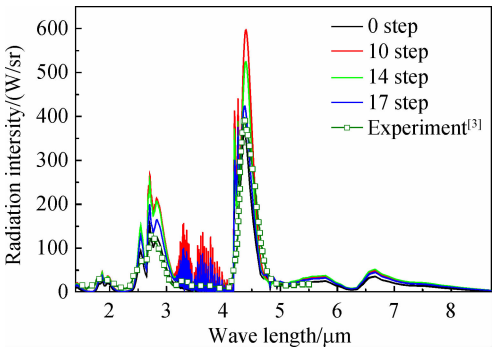


图 5 不同化学反应模型计算的光谱辐射对比图
Fig. 5 Comparison of spectral radiation by different chemical reaction models

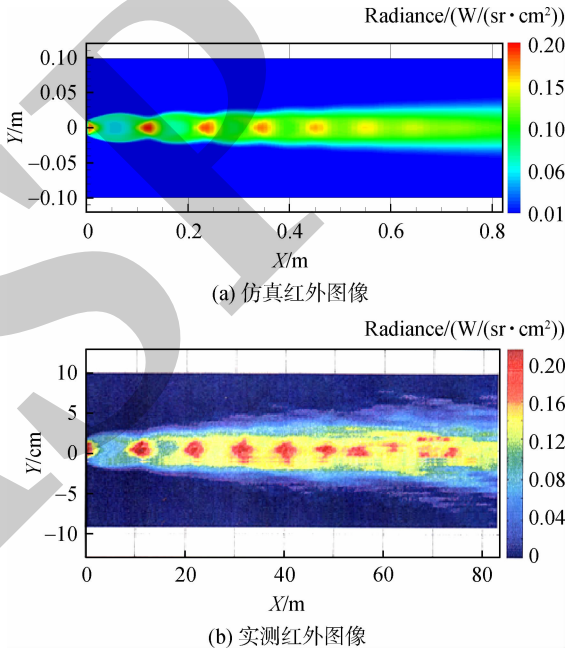


图 6 仿真与试验的喷焰红外辐射图像对比
Fig. 6 Calculated and measured infrared radiation images of the exhaust plume

2 结果与讨论

2.1 火箭发动机喷焰流动特性分析

2.1.1 喷焰流场的分布特性

图 7 给出了 Case 3 发动机喷管出口状态对应的喷焰流场特性分布,其中图 7(a)~图 7(c)分别为喷焰流场的温度、压强及马赫数分布云图。由图可见,喷焰出口的非计算域(出口压强与环境压强的比值)为 2.84,存在比较明显的马赫盘结构,约有 6 个比较明显的马赫波节,在喷焰射流段出现了比较明显的高温区域。

由于气体混合物的热力学参数不仅是内能函数,还是组分的函数,复燃会改变流场内温度及组

试验获得的同波段红外辐射亮度图。由图可见,喷管出口以及马赫盘区域的辐射亮度相对较高,尽管二次燃烧使得温度升高,但扩散后密度减小使得总体上辐射亮度沿轴线方向下降。整体上,计算的亮度分布与试验结果较为接近,在本文后续研究中主要采用 17 step 机理模型来描述喷焰复燃效应,在此基础上计算获得喷焰的光谱辐射特性。

分分布。图 7(d)~图 7(e)给出了尾喷焰流场中中间组分的质量分数分布云图,其中 OH 组分在混合层内开始出现,且沿着混合层往喷焰流动的下流而增厚,出现的区域随之扩散,说明混合层内化学反应程度不断加剧。这些中间产物的质量分数与 H_2O 、 CO 、 CO_2 等主要组分相比,属于小量,

但可通过这些气体组分含量的变化区域和程度,判断喷焰复燃效应的剧烈与否,同时流场中出现了 Cl 及 Cl_2 相关组分,表明 HCl 也发生了化学反应,其中 Cl 组分分布形态与 OH 基本类似,表明考虑 HCl 化学反应的必要性。

2.1.2 不同发动机出口参数对流动的影响

为考虑不同发动机出口参数对流动的影响,采用上述模型计算了表 2 所示的状态。由于轴线上的参数具有对流场的预示作用,下文以轴线上的参数来分析出口参数对喷焰流场的影响。

图 8~图 13 给出了发动机出口状态变化下喷焰轴线上压强、温度曲线。由图可见,出口温度及出口压强变化对喷焰流场的压强绝对值影响较小,但对压强场分布影响较大,表现为出口温度越低或出口压强越高,马赫盘出现的位置往下游去,而如果流量一致的条件下,尽管出口温度和压强发生变化,但其压强场分布是一致的,说明流量是影响喷焰流场压强分布的关键参数;出口温度增加,喷焰流场的温度整体上升,同时每个马赫盘对

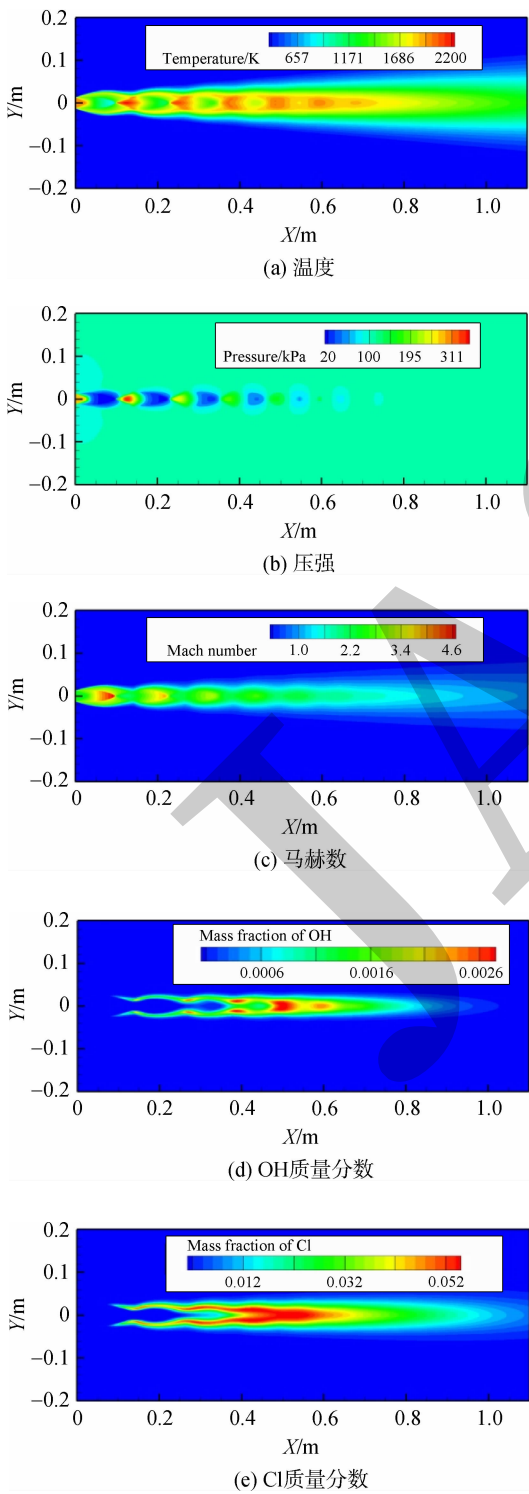


图 7 喷焰的流场分布云图

Fig. 7 Theory calculated contour for the exhaust plume

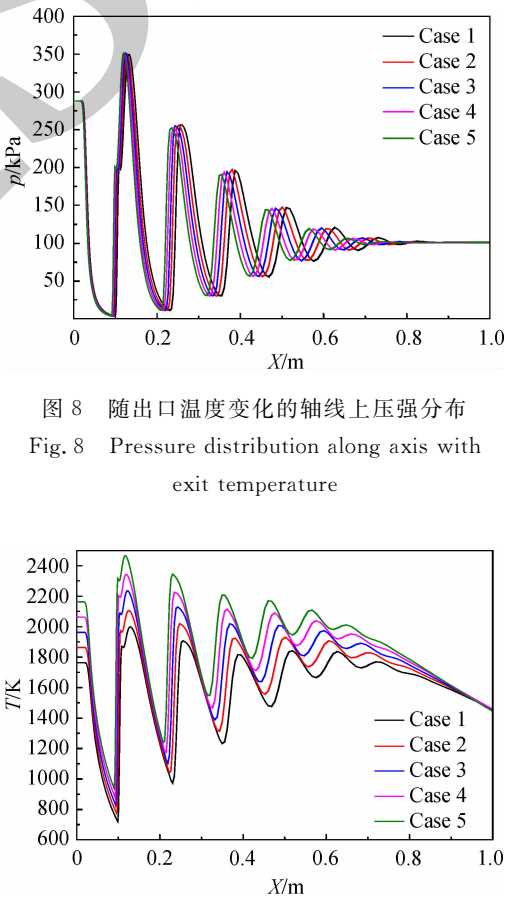


图 8 随出口温度变化的轴线上压强分布

Fig. 8 Pressure distribution along axis with exit temperature

图 9 随出口温度变化的轴线上温度分布

Fig. 9 Temperature distribution along axis with exit temperature

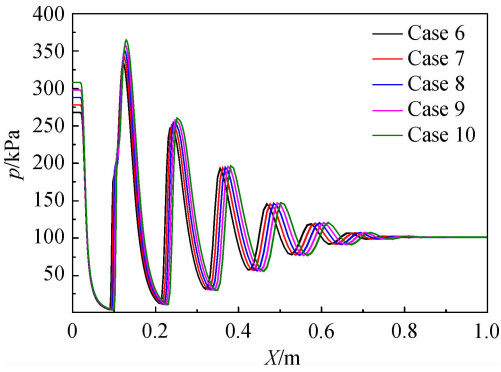


图 10 随出口压强变化的轴线上压强分布
Fig. 10 Pressure distribution along axis with exit pressure

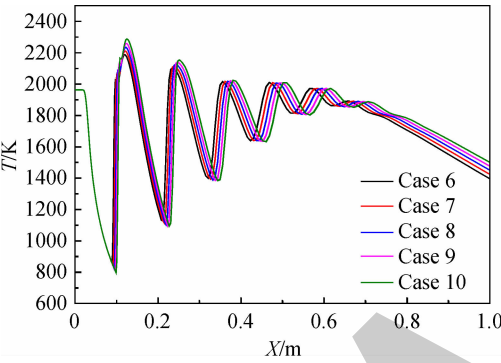


图 11 随出口压强变化的轴线上温度分布
Fig. 11 Temperature distribution along axis with exit pressure

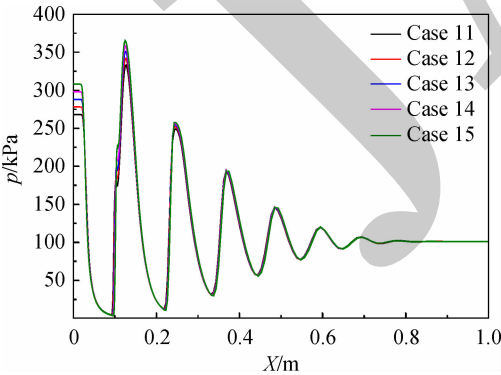


图 12 随出口流量变化的轴线上压强分布
Fig. 12 Pressure distribution along axis with exit mass flow

应的温度峰往出口方向移,而出口压强变化时,喷焰流场的温度值差异不大,主要表现为当出口压强增加,每个马赫盘对应的温度峰往下游移动,在出口流量一致的情况下,喷焰流场温度分布规律一致,每个马赫盘的温度峰值随出口温度增加而增大。

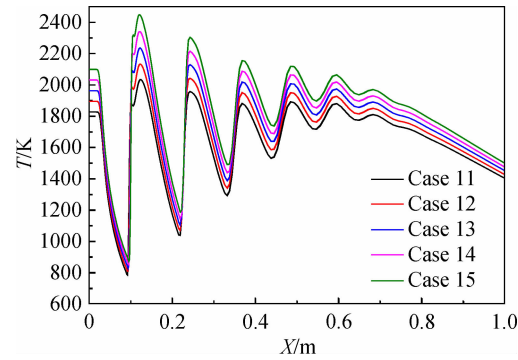


图 13 随出口流量变化的轴线上温度分布
Fig. 13 Temperature distribution along axis with exit mass flow

图 14~图 16 给出了不同发动机出口状态变化下喷焰轴线上 OH 质量分数变化曲线。以 OH 浓度来表征复燃效应,可见复燃效应基本与出口温度正相关,温度越高,复燃越剧烈,而出口压强变化对复燃效应的影响较弱,主要体现在二次燃烧在轴线上发生的位置更接近出口上游。

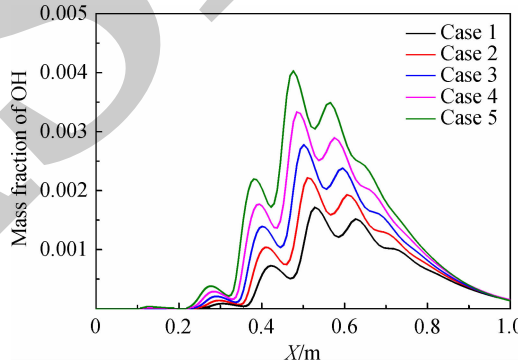


图 14 随出口温度变化的轴线上 OH 质量分数分布
Fig. 14 Mass fraction of OH along axis with exit temperature

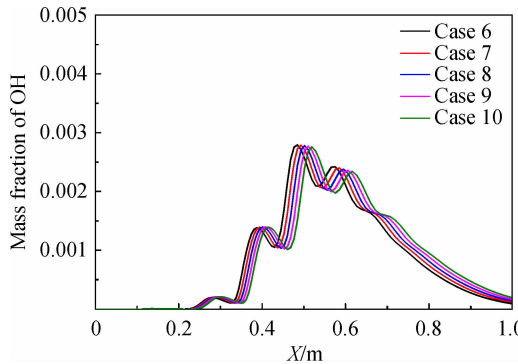


图 15 随出口压强变化的轴线上 OH 质量分数分布
Fig. 15 Mass fraction of OH along axis with exit pressure

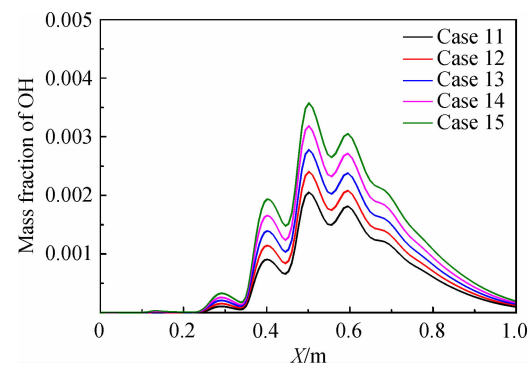


图 16 随出口流量变化的轴线上 OH 质量分数分布
Fig. 16 Mass fraction of OH along axis with exit mass flow

2.2 火箭发动机喷焰辐射特性分析

2.2.1 喷焰的光谱辐射特性

图 17 给出了 Case 3 发动机喷管出口状态对应的喷焰不同波段红外辐射亮度分布,图17(a)~图 17(c)分别对应波段为 2.77、3.46 μm 及 4.66 μm 辐射亮度。由图可见,不同波段辐射亮度差异较大,在 2.7 μm 和 4.6 μm 发射带,辐射较强,主要由 H_2O 和 CO_2 产生,而 3.46 μm 主要是 HCl 的发射带。

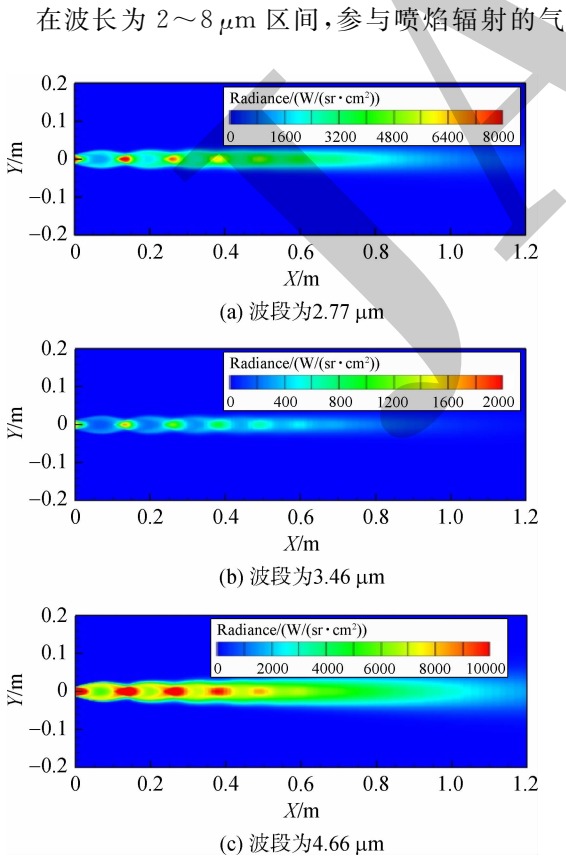


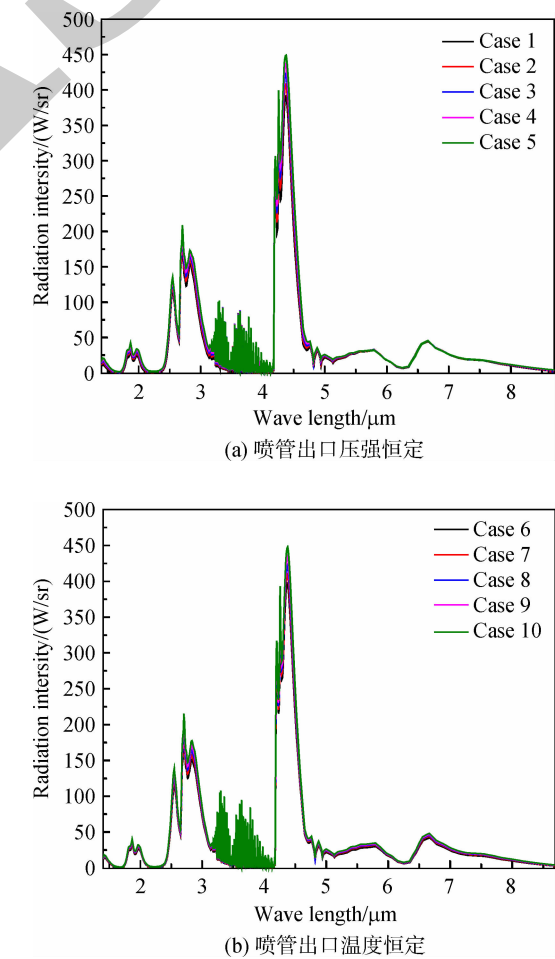
图 17 喷焰典型波长的辐射亮度分布云图
Fig. 17 Radiance in typical band of the exhaust plume

体介质主要有 CO_2 、 CO 、 H_2O 、 HCl 四种。其中 CO_2 的谱带有 2.0、2.7、4.3 μm 三个,在此三个谱带都表现为发射; CO 的谱带有 2.35、4.7 μm 两个,且都表现为发射; H_2O 的谱带有 2.7、6.3 μm 两个,在两个谱带内只有 2.7 μm 处表现为发射,而 6.3 μm 处由于波长较长,高温喷焰对在此波段发射能力较弱;而在 HCl 的谱带内,其谱线处的发射强度较强,但变化剧烈,具有极大的波动性。

2.2.2 不同发动机出口参数对辐射特性的影响

下文分析了不同发动机出口参数对喷焰辐射的影响,图 18 给出了不同喷管出口状态的喷焰光谱辐射强度变化曲线。由图可见,尽管喷管出口状态有变化,但其气体质量分数是一致的,其光谱辐射强度曲线整体分布是相似的,差异体现在各谱带的峰值。出口温度越高或出口压强越大,谱带的峰值越大;在喷管出口流量恒定时,对应出口温度和压强越高,谱带峰值越强。

图 19 给出了不同发动机出口状态下喷焰各波段辐射强度随推力的变化规律。由图可见,2.5~3.0 μm 、4.0~4.5 μm 及 4.5~5.0 μm 波段间隔内包含 CO_2 、 CO 和 H_2O 核心发射带,此波



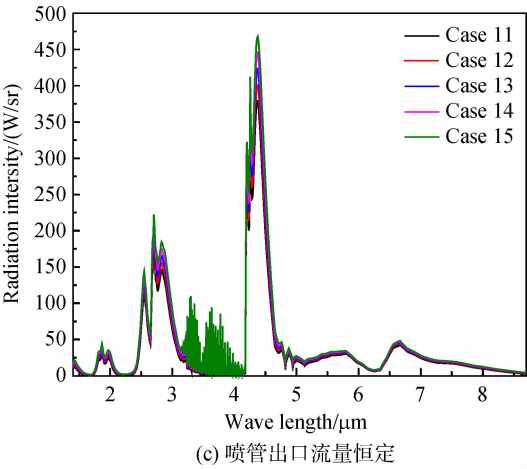


图 18 不同工况下喷焰的光谱辐射强度变化
Fig. 18 Spectral radiation intensity under different conditions

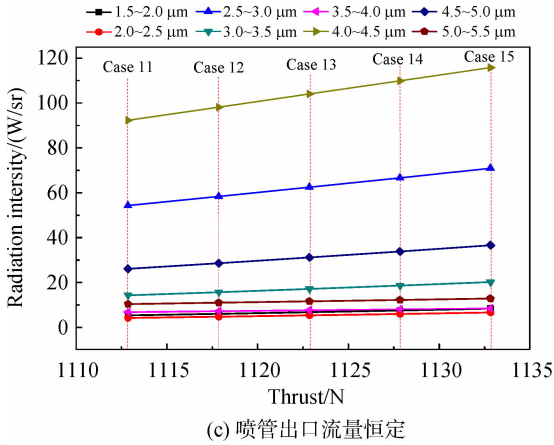


图 19 不同工况下典型波段辐射强度随推力变化
Fig. 19 Radiation intensity versus thrust in typical wavebands under different conditions

段区间辐射强度远大于其他波段区间;不管是出口压强、出口温度或质量流量恒定,在出口参数变化时,4.0~4.5 μm 波段辐射强度变化的斜率最大,2.5~3.0 μm 波段斜率次之,表明当喷管出口存在扰动时,各燃气组分发射谱带内辐射强度也存在明显波动,即 CO₂ 最易影响, H₂O 次之,但可利用推力变化来预估辐射强度的变化趋势,具体表征为:在出口压强恒定时,随着推力增加(对应

于出口温度降低,则喷焰整体温度下降),造成各波段辐射强度反而减小;在出口温度恒定时,随着推力增加,各波段区间的辐射强度随之增加;在出口流量恒定时,随着推力增加,各波段区间辐射强度随之增加。

3 结 论

本文对火箭发动机出口参数变化对喷焰流动及辐射的影响规律进行了研究,得到以下结论:

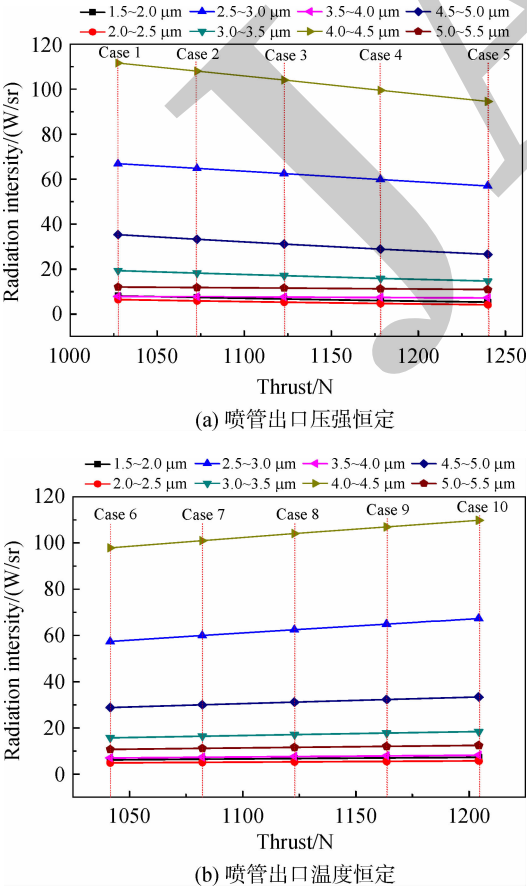
1) 采用 17 步化学反应机理模型描述喷焰复燃效应,仿真得到了光谱辐射强度及窄谱红外辐射亮度,计算结果与试验数据具有较好一致性,证明了计算模型的可靠性。

2) 喷管出口温度增加,对流场结构影响较小,但会对喷焰的复燃有显著提升;喷管出口压强增加,会对流场的马赫波系结构产生影响,但对喷焰的二次燃烧影响较小;喷管出口流量一致的条件下,喷焰流场结构分布差异不大,但温度峰值有变化。

3) 喷焰红外辐射强度随发动机喷管出口温度或压强升高而增加,同时发现,不同波段的辐射强度具有相似的变化规律,喷管出口温度相同或流量相同时,辐射强度与推力正相关,而喷管出口压强相同时,推力越大,辐射强度反而减小。

参考文献:

[1] RAGHUNATHAN S, KIM H D, BENARD E, et al. Plume interference effects on missile bodies[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2003, 40(1): 136-138.
[2] SIMMONS F S. Rocket exhaust plume phenomenology [M]. California, US: the Aerospace Press, 2000.
[3] DEVIR A, LESSIN A. Comparison of calculated and meas-



- ured radiation from a rocket motor plume[R]. AIAA-2001-0358, 2001.
- [4] JENSEN D E, WEBB B C. Afterburning predictions for metal-modified propellant motor exhaust[J]. AIAA Journal, 1976, 14(7): 947-954.
- [5] CALHOON W H, KENZAKOWSKI D C. Flowfield and radiation analysis of missile exhaust plumes using a turbulent chemistry interaction model[R]. AIAA-2000-3388, 2000.
- [6] CALHOON W H. Computational assessment of afterburning cessation mechanisms in fuel-rich rocket exhaust plumes[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(1): 111-119.
- [7] 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, 2006.
- [8] 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.
- JANG Yi, FU Debin. 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. (in Chinese)
- [9] 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.
- NIU Qinglin, FU Debin, LI Xia. Numerical study on the plumes of solid rocket motor under various flight conditions[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(7): 1745-1751. (in Chinese)
- [10] 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.
- DONG Shikui, YU Jianguo, LI Donghui, et al. Numerical modeling of infrared radiation properties of exhaust plume by the discrete ordinates method in body-fitted coordinates[J]. Journal of University of Shanghai for Science and Technology, 2003, 25(2): 159-162. (in Chinese)
- [11] 董士奎, 帅永, 谈和平, 等. 反向蒙特卡洛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, 63(12): 1602-1604.
- 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 Technology, 2004, 63(12): 1602-1604. (in Chinese)
- [12] 张小英, 朱定强, 蔡国彪. 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.
- ZHANG Xiaoying, ZHU Dingqiang, CAI Guobiao. 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. (in Chinese)
- [13] 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 Hongfan, ZHU Dingqiang. Effect of afterburning on infrared radiation characteristics of liquid rocket exhaust plume[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(6): 1227-1233. (in Chinese)
- [14] 李霞, 刘建国, 王俊, 等. 固体火箭发动机喷焰复燃及其对红外辐射的影响[J]. 红外与激光工程, 2018, 47(9): 904-908.
- LI Xia, LIU Jianguo, WANG Jun, et al. Afterburning and infrared radiation effects of exhaust plumes for solid rocket motor[J]. Infrared and Laser Engineering, 2018, 47(9): 904-908. (in Chinese)
- [15] BAGABIR A, DRIKAKIS D. Numerical experiments using high-resolution schemes for unsteady, inviscid, compressible flows[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2004, 193(42/43/44): 4675-4705.
- [16] VOITSEKHOVSKAYA O K, PESHKOV A A, TARASENKO M M, et al. Information system for calculating the spectral characteristics of hot CO, CO₂, and H₂O gases (hotgas 2.0)[J]. Russian Physics Journal, 2000, 43(8): 652-659.
- [17] WBITING E E, ARNOLD J O, LYLE G C. A computer program for a line-by-line calculation of spectra from diatomic molecules and atoms assuming a voigt line profile[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 1969, 9(6): 775-798.
- [18] 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.
- [19] ZHANG H, MODEST M F. Evaluation of the Planck-Mean absorption coefficients from HITRAN and HITEMP databases[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy and Radiative Transfer, 2002, 73(6): 649-653.

(编辑: 李岩梅、张 雪)