

飞行参数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, 安徽 合肥 230037)

摘要 为了研究飞行参数对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响,利用 FLUENT 软件计算不同飞行参数下的尾焰流场,利用 HITEMP 数据库计算燃气的辐射参数,使用有限体积法(FVM)计算尾焰在 $2.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$ 波段光谱辐射特性。据此研究了火箭飞行高度和飞行速度对尾焰 $2.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$ 波段光谱辐射强度以及 $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$ 和 $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ 两个波段辐射强度影响。研究表明,飞行高度和速度对液体火箭尾焰红外辐射强度的影响主要是通过改变流场的温度和尺寸实现的。飞行速度不变,在 $0\sim 40\ \text{km}$ 范围内,随着飞行高度的增加,尾焰辐射强度呈增大趋势,并且在 $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度增幅较大;飞行高度不变,随着飞行速度的增加,尾焰辐射强度呈先减小后稳定趋势,且 $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度减幅较大。

关键词 红外辐射;飞行参数的影响;有限体积法;液体火箭尾焰;流场

中图分类号 TN215 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/AOS201333.0404001

Influence of Flight Parameters on the Infrared Radiation of a Liquid Rocket Exhaust Plume

Liu Zunyang Shao Li Wang Yafu Sun Xiaoquan

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

Abstract Aimed at studying the influence of flight parameters on the infrared radiation of a liquid rocket exhaust plume, the FLUENT software is used to calculate the flow field of an exhaust plume under several different flight parameters, then the HITEMP database is adopted to calculate the radiation parameters and the finite volume method (FVM) is used to calculate the infrared radiation between $2\ \mu\text{m}$ and $5\ \mu\text{m}$. Based on this work, the influences of the altitude and velocity on the spectral radiation intensity as well as $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$ and $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ band radiation intensity are studied. It is found that, the influences of flight parameters on the infrared radiation are exerted by changing the temperature and size of the exhaust plume flow field. At the same velocity, as the altitude increases from 0 to 40 km, the infrared radiation intensities increase gradually, and the band radiation of $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ increases faster. At the same altitude, as the Mach number increases, the infrared radiation intensity decreases at first and then becomes stable, and the band radiation of $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$ decreases faster.

Key words infrared radiation; influence of flight parameters; finite volume method; liquid rocket exhaust plumes; flow field

OCIS codes 040.3060; 290.6815; 300.6340; 280.6780

1 引言

由于火箭尾焰的红外辐射在基底加热、发动机诊断以及探测预警等方面的重要作用,研究人员对火箭尾焰红外尾焰辐射特性的研究已经持续了半个

多世纪^[1~3]。除了早期的计算软件如 GASRAD^[4]和 SIRRM^[5],近年来又提出了一系列新的计算模型如蒙特卡罗法^[3]、反向蒙特卡罗法^[6]、六流法^[7]、有限体积法(FVM)^[8]和离散坐标法^[9]等。

收稿日期: 2012-11-08; **收到修改稿日期**: 2012-12-20

基金项目: 国家重点实验室基金(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)

但是上述文献中一般没有讨论流场计算及飞行参数对流场和辐射的影响,金伟等^[8]较完整地建立了卫星轨控推进器尾焰红外辐射的求解模型,但是由于针对位于太空环境的轨控推进器,该文并没有研究飞行参数对尾焰流场和红外辐射特性的影响。Feng等^[10,11]分别使用数值模拟的方法计算了流场和尾焰在不同条件下的辐射特性,但是上述论文研究重点为尾焰内部单位面积红外辐射亮度特性,并没有给出尾焰整体的辐射强度。

飞行参数对尾焰红外辐射的影响是通过其对尾焰流场结构的影响实现的,因此需要选择计算精度较高的数值计算方法,目前,计算流体力学(CFD)软件 FLUENT 常被用于计算尾焰的流场结构^[8,11,12]。

为了研究飞行参数对尾焰红外辐射特性的影响,论文建立了一个相对完整的计算模型:使用 FLUENT 软件计算尾焰流场,利用 HITEMP 数据库计算燃气辐射参数,然后使用有限体积法算法计算尾焰红外辐射特性。利用该模型,研究了飞行高度和飞行速度对尾焰红外辐射特性的影响。

2 流场计算

使用 CFD 软件 FLUENT 实现尾焰流场的计算。选择基于压力的求解器耦合求解尾焰流场,使用标准 $\kappa\epsilon$ 两方程模型计算尾焰中的湍流作用,喷

管处使用标准壁面函数,同时激活能量方程,主要考虑微体净热流量和机械能转化为热能的部分对温度场的影响。

3 辐射计算

3.1 辐射参数计算

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 CO_2 和 H_2O 的辐射,在某一波数 σ 附近波带内的平均透射率 $\bar{\tau}_\sigma$ 为

$$\bar{\tau}_{\sigma,i} = \exp\left[-2 \frac{\gamma_i}{d_i} \left(\sqrt{1 + \frac{u_i \bar{\kappa}_i d_i}{\gamma_i}} - 1\right)\right]. \quad (1)$$

式中 $i=1,2$, 分别代表 CO_2 和 H_2O 两种组分。 $u_i = P_i L (296/T)$, 为标准化到 0.101 MPa, 296 K 的压力行程, P_i 为 H_2O 或 CO_2 的分压力, L 为行程长度, T 为流场温度, $\bar{\kappa}_i$, $1/d_i$ 和 γ_i 分别为 σ 处 H_2O 或 CO_2 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^[13,14]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射率之积。本文计算光谱范围为 $2\sim 5 \mu\text{m}$, 窄带模型的带宽为 12 cm^{-1} 。

3.2 辐射传输计算

在吸收、发射、散射性介质内辐射传递方程(RTE)的表达式为^[15]

$$\frac{dL_\lambda(s, \omega)}{ds} = -\alpha_\lambda(s)L_\lambda(s, \omega) + \alpha_\lambda(s)L_{\text{bk}}(s) - \sigma_\lambda(s)L_\lambda(s, \omega) + \frac{\sigma_\lambda(s)}{4\pi} \int_{\omega_i=4\pi} L_\lambda(s, \omega_i) \Phi(\lambda, \omega_i, \omega) d\omega_i. \quad (2)$$

式中 $L_\lambda(s, \omega)$ 为空间位置 s 传输方向 ω 波长 λ 处的光谱辐射亮度, $\alpha_\lambda(s)$ 和 $\sigma_\lambda(s)$ 为介质的光谱吸收系数和光谱散射系数, $L_{\text{bk}}(s)$ 为黑体光谱辐射强度, $\Phi(\lambda, \omega_i, \omega)$ 是光谱散射相函数。

对于液体火箭,由于尾焰中不含有 Al_2O_3 粒子,可以视为纯气体流场,则散射作用可以忽略,则 RTE 可以简化为

$$\frac{dL_\lambda(s, \omega)}{ds} = -\alpha_\lambda(s)L_\lambda(s, \omega) + \alpha_\lambda(s)L_{\text{bk}}(s). \quad (3)$$

使用有限体积法求解辐射传输方程。有限体积法^[16]的基本思想是:保证微控制体在每个立体角内的辐射能量守恒。这需要对计算区域和 4π 空间分别进行空间离散和角度离散。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 所示。

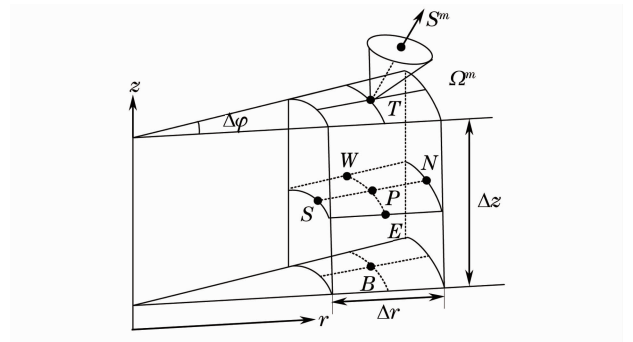


图 1 空间和角度离散示意图

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(3)式积分,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为^[16]

$$\int_{\Omega^m A_c} L_\lambda(c, \Omega^m) (\mathbf{s}^m \cdot \mathbf{n}_j) dA_c d\Omega^m = \int_{\Omega^m V_p} [-\alpha_\lambda(s) L_\lambda(s, \Omega^m) + \alpha_\lambda(s) L_{\text{bl}}(s)] dV d\Omega^m. \quad (4)$$

式中 $L_{\lambda,c}^m$ 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。

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用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(4)式可以表示为

$$\sum_j^M A_{c,j} L_{\lambda,c,j}^m D_j^m = [-\alpha_{\lambda,p} L_{\lambda,p}^m + \alpha_{\lambda,p} L_{\text{bl},p}] V_p \Omega^m. \quad (5)$$

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, $L_{\lambda,c,j}^m$ 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, $\alpha_{\lambda,p}$ 为控制体 P 内在波长 λ 附近的吸收系数, $L_{\lambda,p}^m$ 为控制体 P 在控制角 m 内波长 λ 附近的辐射亮度, $L_{\text{bl},p}$ 为控制体 P 在波长 λ 附近的黑体辐射亮度。

计算(5)式中 $L_{\lambda,c,j}^m$ 时, 选择阶梯差分(一阶迎风)格式将控制体外表面节点的辐射亮度与控制体中心的辐射亮度关联起来, 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。

(5)式使用 CGSTAB^[17] 方法求解。求出光谱辐射亮度后, 可以进一步求出尾焰光谱辐射强度。

4 算例与分析

4.1 方法验证

为了验证本文流场计算结果的准确性, 选择与文献[18]中相同的参数使用 FLUENT 软件计算尾焰的流场。图 2(a)~(c)分别为计算得到的尾焰压强、温度和 CO_2 摩尔分数分布图, 可以发现在温度较高的区域辐射气体的压强也相对较高, 即尾焰在该区域辐射更强。图 2(d)为文献[18]实测的喷管模型的尾焰在 $4.3 \mu\text{m}$ 附近的辐射图像, 可以发现计算得到的尾焰高温区与已报道的实测图中高辐射区域分布规律较一致, 马赫盘的位置也基本对应, 证明了本文流场计算结果的正确性。

另外, 观察图 2(b)还可以发现在尾焰第一个马赫盘开始到马赫波系结束的近场区域内有一个较明显的三角形高温区域, 而且从图 2(a)和图 2(c)还可以看出该三角形区域也是尾焰中压强和辐射气体含量都较高的区域。工程计算尾焰流场时将该区域简化恒温恒压的区域即核心区, 其温度、压强等远高于尾焰中的其他区域, 是尾焰辐射的主要部分, 飞行参数对尾焰红外辐射影响将主要由其对核心区温度和尺寸等参数的影响决定。

文献[19]使用辐射计算软件 Aerodyne Radiation Code (ARC)计算了一台液体火箭发动机喷焰在垂直轴线方向的、 $2 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段内的固有光谱辐射强度。考虑 H_2O 、 CO_2 和 CO 三种组分的吸

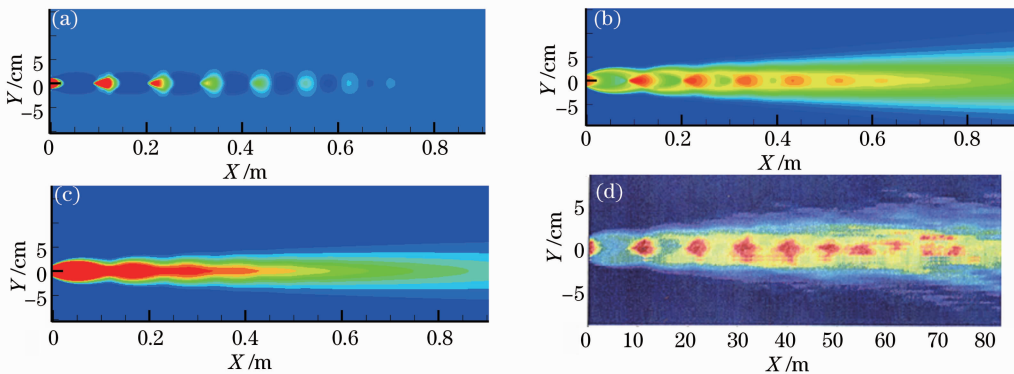


图 2 (a)~(c)本文计算得到的流场分布与(d)流场 $4.3 \mu\text{m}$ 处辐射强度实测图。(a)静压云图; (b)静温云图; (c) CO_2 摩尔分数分布图

Fig.2 (a)~(c) Flow field contours calculated by this paper and (d) infrared radiation intensity image of experiment. (a) Static pressure contours; (b) static temperature contours; (c) CO_2 mole fraction

收与发射作用。为了验证辐射传输计算方法的正确性,选择与文献[19]相同的流场数据,使用本文算法计算尾焰光谱辐射强度。二者计算结果对比如图 3

所示。对比图 3(a)和(b)可以发现,二者总体辐射强度非常接近,光谱分布规律比较一致,证明本文计算方法的正确性。

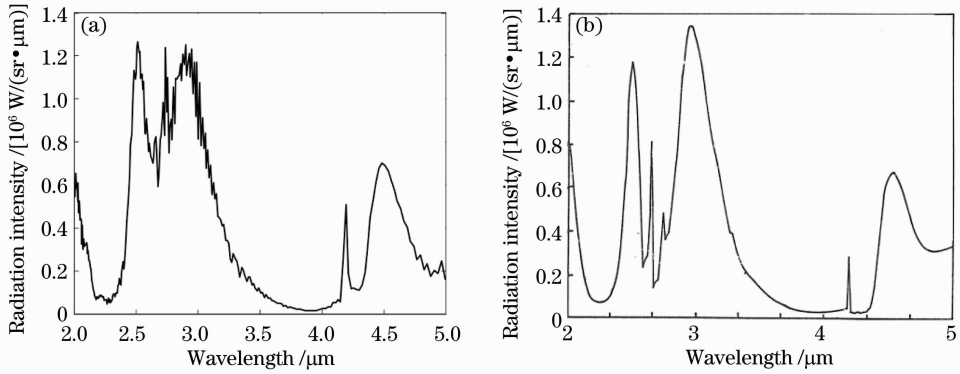


图 3 辐射强度计算方法验证。(a)计算得到的光谱辐射强度;(b)文献[19]计算得到的光谱辐射强度

Fig. 3 Validation of the radiation intensity calculating method. (a) Spectral radiation intensity calculated by method of this paper; (b) spectral radiation intensity calculated by Ref. [19]

4.2 算例参数

考虑尾焰流场的对称性,选取计算区域如图 4(a)所示,其中 L 和 R 分别为计算区域的长度和半径,根据尾焰流场的尺寸,0~20 km 高度计算区域尺寸设定为 $L \times R = 300 \text{ m} \times 20 \text{ m}$,30~40 km 高度计算区域尺寸设定为 $L \times R = 1000 \text{ m} \times 60 \text{ m}$,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,EG 为压力出口边界条件,BC 为火箭喷管内壁面,AG 为对称轴。压力远场边界条件和压力出口边界条件由

飞行参数确定。不同高度时的环境压强和温度如表 1 所示。

表 1 不同高度的环境压强和温度

Table 1 Environment pressure and temperature at different altitudes

Altitude / km	Pressure / Pa	Temperature / K	Speed of sound $Ma / (\text{m/s})$
0	101325	288	340.3
10	26500	223	299.5
20	5529	217	295.1
30	1197	227	301.7
40	287	250	317.2

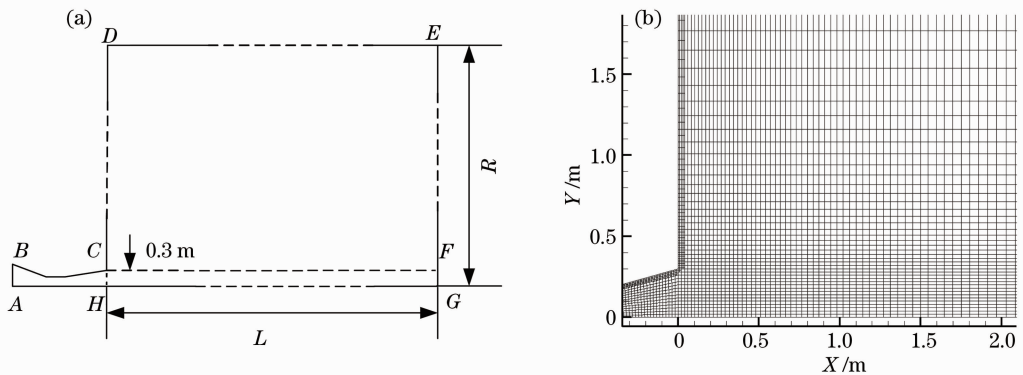


图 4 (a)计算区域和(b)喷管出口附近网格划分

Fig. 4 (a) Calculating zone and (b) grid near the nozzle outlet

喷口附近区域网格划分的放大图如图 4(b)所示,为了保证计算精度和提高计算效率,喷管内部、喷管出口 CH 及对应的 FG 区域划分较密,使用固定间隔为 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 $G_L \times G_R = 300 \times 60$; $L \times R = 1000 \text{ m} \times 60 \text{ m}$ 的流场, $G_L \times G_R = 600 \times 60$, EF 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。

4.3 结果与分析

为了研究飞行速度和高度对尾焰辐射特性的影响,分别选择固定飞行高度为 10 km 时不同飞行速度和固定飞行马赫数 $M=2$ 时不同飞行高度两种典型情况计算尾焰流场和红外辐射强度。为了方便观察和比较,仅显示尾焰流场的近场区域,以垂直尾焰对称轴方向的辐射强度为例进行讨论。

4.3.1 飞行高度对尾焰流场和红外辐射特性的影响

图 5 和图 6 分别为飞行马赫数 $M=2$ 时不同高度的尾焰流场静温云图和轴线温度分布图,可以发现,随着高度的增加,环境压强降低,尾焰膨胀更充分,膨胀速度更快且尾焰与环境热量交换速度变快,

进而导致尾焰核心区尺寸逐渐扩大,同时温度逐渐下降,且在 30 km 和 40 km 基本稳定。需要说明的是,因为在远场低空尾焰的核心区已经结束而高空尾焰仍处于核心区,所以在图 6 中较远区域随着高度增加轴线温度呈增加趋势。图 7 为不同高度的尾焰光谱辐射强度和波段辐射强度,可以发现,随着飞行高度的增加,尾焰的光谱辐射强度整体呈逐渐增加趋势,且在 30 km 到 40 km 增幅明显较大。分析图 7(b)还可以发现,在 $2.0\sim 5.0\ \mu\text{m}$ 波段,尾焰辐射随高度稳定增加,其中 $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度随高度增幅较大,而 $2.5\sim 3.0\ \mu\text{m}$ 波段的辐射则随高度增幅较小,且在 $20\sim 30\ \text{km}$ 处稍微下降。

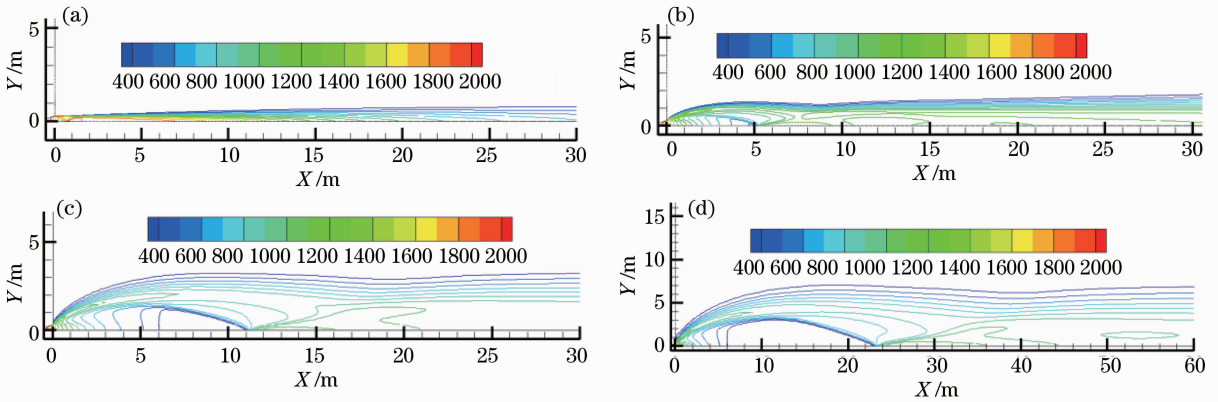


图 5 不同高度尾焰流场。(a) 0; (b) 20 km; (c) 30 km; (d) 40 km

Fig. 5 Exhaust plume flow fields at different altitudes. (a) 0; (b) 20 km; (c) 30 km; (d) 40 km

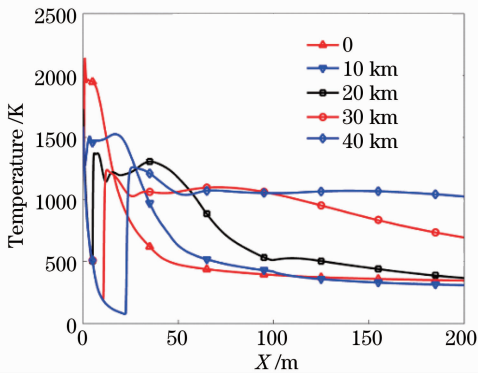


图 6 不同高度尾焰轴线温度分布

Fig. 6 Axes temperature distributions of exhaust plumes at different altitudes

分析认为,尾焰整体辐射强度随高度的增加而增加,是由于在高度增加的过程中,面积增大对辐射强度的增强作用超过了温度降低对辐射强度的减弱作用。而 $2.0\sim 3.0\ \mu\text{m}$ 和 $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ 两个波段的辐射变化呈现不同规律,则是由尾焰核心区温度决定的,仔细分析图 6 可以发现,在 $0\sim 40\ \text{km}$ 范围内尾焰核心区的温度从约 2000 K 降低到约 1100 K,对应的

黑体光谱辐射出射度峰值波长从 $1.45\ \mu\text{m}$ 增大到 $2.63\ \mu\text{m}$,由黑体辐射规律可知,在这一范围内,温度的降低对 $4.2\sim 4.7\ \mu\text{m}$ 波段辐射强度的减弱作用小于对 $2.0\sim 3.0\ \mu\text{m}$ 波段的辐射强度的减弱作用。同样, $2.0\sim 3.0\ \mu\text{m}$ 波段辐射强度在 30 km 较 20 km 稍有下降,则可以认为是在 $20\sim 30\ \text{km}$ 之间尾焰温度降低对 $2.0\sim 3.0\ \mu\text{m}$ 波段辐射强度的减弱作用超过了面积增加的增强作用。

4.3.2 飞行速度对尾焰流场和红外辐射特性的影响

图 8 和图 9 分别为在高度 10 km 处,飞行马赫数 M 分别为 0.2、2、6 和 14 时尾焰的流场静温云图和轴线温度分布图,可以发现,随着飞行速度的增加,环境与尾焰之间的动压逐渐增加,导致流场尺寸逐渐压缩,而流场速度的增加导致温度呈下降趋势,并在马赫数为 6 和 14 时趋于稳定。图 10(a)和(b)分别为不同飞行速度时的尾焰光谱辐射强度和波段辐射强度的变化规律。可以发现,随着飞行速度的增加,尾焰光谱辐射强度呈先减小后稳定的趋势,在马赫数为 6 和 14 时变化不大。另外,还可以发现,

在 10 km 高空,随飞行速度的增加,2.5~3.0 μm 的波段辐射强度减弱速度快于 4.2~4.7 μm 的波段

辐射强度,这是因为温度的降低对 2.5~3.0 μm 波段辐射的影响更大。

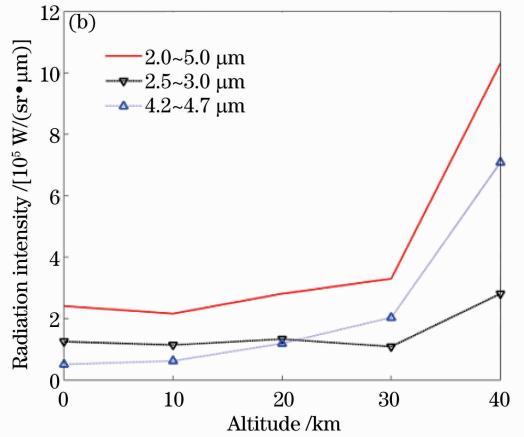
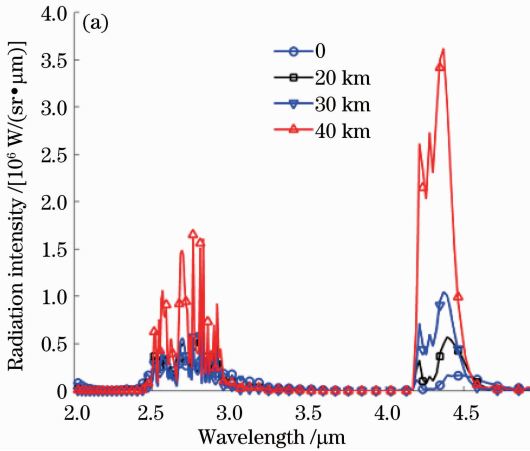


图 7 不同高度尾焰红外辐射强度。(a)光谱辐射强度;(b)波段辐射强度

Fig. 7 Exhaust plume infrared radiation intensities at different altitudes. (a) Spectral radiation intensity; (b) band radiation intensity

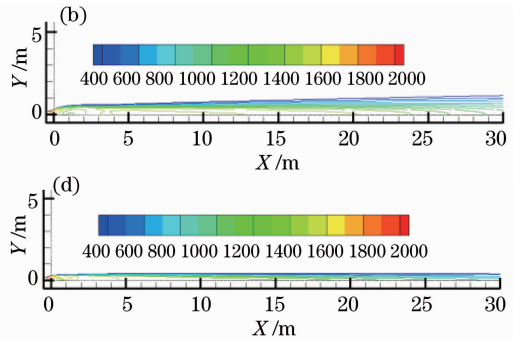
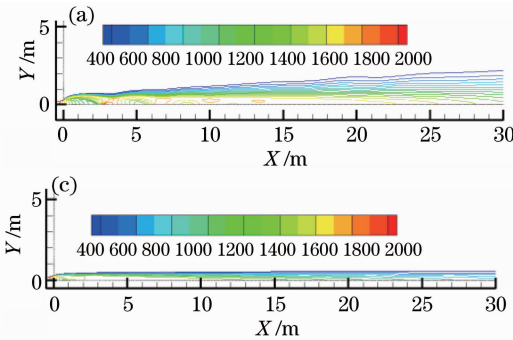


图 8 不同飞行速度时的尾焰流场。(a) $M=0.2$; (b) $M=2$; (c) $M=6$; (d) $M=14$

Fig. 8 Exhaust plume flow fields at different flight velocities. (a) $M=0.2$; (b) $M=2$; (c) $M=6$; (d) $M=14$

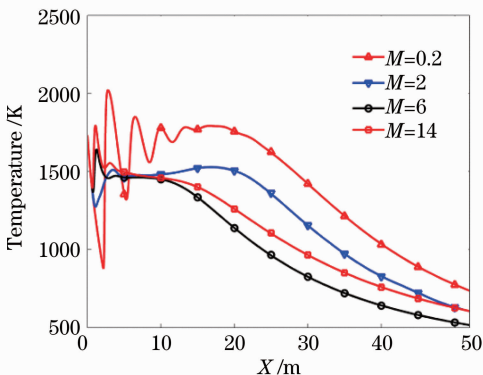


图 9 不同飞行速度时的尾焰轴线温度分布

Fig. 9 Axes temperature distributions of exhaust plumes at different flight velocities

显然,飞行速度和飞行高度影响尾焰辐射强度的途径是一致的,都是通过改变尾焰流场的温度和尺寸分布进而实现改变尾焰的辐射强度的,二者温

度和尺寸变化的方式和范围不同,导致尾焰红外辐射强度的变化规律不同。

5 结 论

研究了飞行高度和飞行速度对液体火箭尾焰红外辐射特性的影响,并分析了产生影响机理。通过研究,可以得到如下结论:

1) 飞行高度和飞行速度对液体火箭尾焰红外辐射强度的影响主要是通过改变流场的温度和尺寸实现的,并且在尾焰核心区温度范围内,温度变化对 2.5~3.0 μm 波段辐射强度的影响大于对 4.2~4.7 μm 波段辐射强度的影响。

2) 飞行速度保持 $M=2$ 不变,随着高度从海拔 0 增加到 40 km,尾焰光谱辐射强度整体呈增大趋势。4.2~4.7 μm 波段的辐射强度随高度增幅较大,而 2.5~3.0 μm 波段的辐射则随高度增幅较

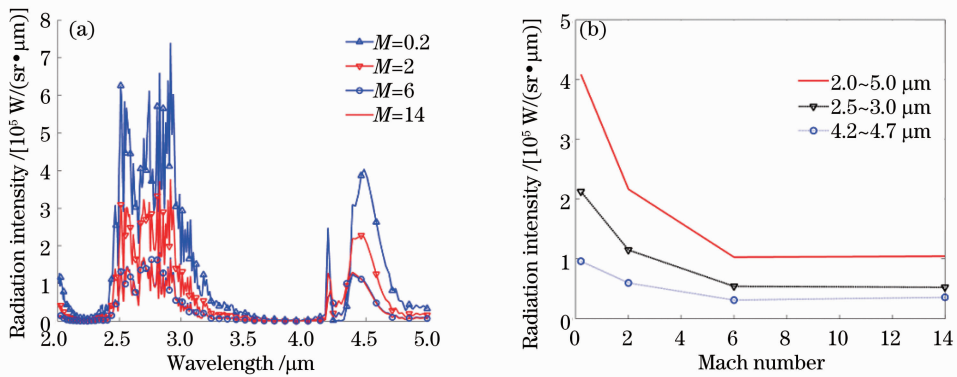


图 10 不同飞行速度时的尾焰红外辐射强度。(a)光谱辐射强度；(b)波段辐射强度

Fig. 10 Infrared radiation intensity of the exhaust plume at different flight velocities. (a) Spectral radiation; (b) band radiation

小,并在 30 km 处较 20 km 稍有下降。

3) 飞行高度保持 10 km 不变,随着飞行马赫数从 0.2 增加到 14,尾焰光谱辐射强度在 $2 \sim 5 \mu\text{m}$ 波段内变化规律较一致,呈先减小后稳定趋势,并且 $2.5 \sim 3.0 \mu\text{m}$ 的波段辐射强度减小幅度较大。

由于火箭助推段是一个加速上升的过程,所以研究助推段辐射特性要结合具体的弹道数据,综合考虑高度和速度的影响。另外,尾焰的复燃可能会增加尾焰的辐射强度,下一步将研究尾焰复燃对其红外辐射特性的影响。

参 考 文 献

- 1 H. F. Nelson. Infrared radiation signature of tactical rocket exhausts [C]. St. Louis, Missouri; AIAA, 1985; AIAA-82-0913
- 2 W. C. Rochelle. Review of Thermal Radiation from Liquid and Solid Propellant Rocket Exhausts [R]. Huntsville; Marshall Space Flight Center, 1967
- 3 S. T. Surzhikov. Monte-Carlo Simulation of Plumes Spectral Emission [R]. Institute for Problems in Mechanics Russian Academy of Sciences (IPMech RAS), 2006
- 4 J. E. Reardon, Y. C. Lee. A Computer Program for Thermal Radiation from Gaseous Rocket Exhaust Plumes (GASRAD) [R]. NASA-CR-161496, 1980
- 5 C. B. Ludwig, W. Malkmus, J. Walker. The standardized infrared radiation mode [C]. AIAA, 1981; AIAA-81-1051
- 6 L. H. Liu. Backward Monte Carlo method based on radiation distribution factor [J]. *AIAA J. Thermophys.*, 2004, **18**(4): 151~153
- 7 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
- 8 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
- 9 Jin Wei, Ling Yongshun, Lü Xiangyin. Numerical simulation of the infrared radiation of satellite orbit-control thruster plume [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2010, **37**(10): 6~10
- 10 金伟, 凌永顺, 吕相银. 卫星轨控推进器尾焰红外辐射的数值模拟[J]. *光电工程*, 2010, **37**(10): 6~10
- 11 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

- 10 S. Feng, W. Nie, Q. Xie *et al.*. Numerical simulation of flow field and radiation of an aluminized solid-opellant rocket multiphase exhaust plume [C]. Miami, FL; AIAA, 2007; AIAA 2007-4415

- 11 W. Wang, Z. Wei, Q. Zhang *et al.*. Study on infrared signature of solid rocket motor afterburning exhaust plume [C]. Nashville, TN; AIAA, 2010; 2010-6847

- 12 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

- 13 国爱燕, 白廷柱, 胡海鹤等. 固体火箭发动机羽焰紫外辐射特性分析[J]. *光学学报*, 2012, **32**(10): 1016002

- 13 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

- 14 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

- 15 R. Siegel, R. J. Howell. Thermal Radiation Heat Transfer [M]. Washington D C; Hemisphere and McGraw-Hill, 1981

- 16 Tan Heping, Xia Xinlin, Liu Linhua. 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

- 17 H. J. Ferziger, M. Peric. Computational Methods for Fluid Dynamics [M]. Berlin; Springer, 1996

- 18 A. Devir, A. Lessin, M. Lev *et al.*. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket motor plume [C]. Reno, Nevada; AIAA, 2001; 2001-0358

- 19 JANNAF HANDBOOK. Rocket Exhaust Plume Technology-Chapter 3 Rocket Exhaust Plume Radiation [R]. Chemical Propulsion Information Agency, 1980