

〈制导与对抗〉

固体火箭发动机地面和飞行过程中羽流红外辐射的计算研究

张小英<sup>1</sup>, 向红军<sup>2</sup>, 朱定强<sup>2</sup>

(1.华南理工大学, 广东 广州 510641; 2.北京航空航天大学, 北京 100083)

**摘要:**为研究固体火箭发动机地面和高空飞行过程中羽流红外辐射随飞行高度的变化, 计算了某型固体火箭发动机在地面试车和 7.5~80 km 之间一系列高度工况下, 发动机内、外流场和红外波段 2~6 μm 的辐射。发动机内流和羽流流场采用非平衡化学冻结模型计算, 高温 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 颗粒和燃气组分混合的羽流辐射场采用 FVM 模型计算, 其中燃气组分的光谱特性用 WSGG 模型计算, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 颗粒的光谱特性用 Mie 理论计算。研究了 2.7~2.95 μm、3.6~3.85 μm 和 4.2~4.45 μm 三个波段, 羽流高温核心区表面的辐射强度; 以及高温核心区在轴向主平面和法平面上, 0°、45°和 90°三个视角的辐射亮度。研究发现: 随飞行高度上升, 环境压力下降, 羽流体积膨胀, 其中高温核心区气相温度迅速下降, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 颗粒浓度也所有下降, 但颗粒温度仍比较高。发动机在地面工作时, 羽流的强辐射带沿其轴线呈连续状分布; 但在高度小于 22.5 km 的低空飞行时, 羽流的强辐射带除了出口区域以外, 还在出口下游的后燃区出现。羽流的红外辐射亮度在纵截面上具有轴对称性。在光谱分布方面, 发动机飞行高度小于 40 km 时, 羽流辐射呈现燃气辐射的光谱差异性, 但发动机在 40 km 高度以上飞行时, 羽流辐射呈现高温颗粒辐射的光谱连续性。

**关键词:** 固体火箭发动机; 羽流; 红外辐射; 地面试验; 飞行工况

**中图分类号:** V435      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-8891(2016)01-0081-07

Study on Plume Infrared Radiation of Solid Rocket  
in Ground Test and Flight Condition

ZHANG Xiaoying<sup>1</sup>, XIANG Hongjun<sup>2</sup>, ZHU Dingqiang<sup>2</sup>

(1. South China University of Technology, Guangzhou 510640, China; 2. Beihang University, Beijing 100083, China)

**Abstract:** For purpose of study the infrared radiation of solid rocket plume in ground test and its variation with altitudes in flying condition, the internal flow and plume flow, and plume radiation in infrared waveband 2-6 μm, in ground test and a series of flying altitudes between 7.5-80 km, were taken for investigation in this work. The internal flow and plume flow were computed with non-equilibrium chemical frozen model. The spectral directed radiance of the nonuniform absorptive/emmissive/scattering plume in the 2-6 μm infrared waveband was computed with the FVM methods, while the spectrum characteristic of gaseous compositions and Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> particles were solved by WSGG model and Mie theory, respectively. Radiation of the high temperature core in the plume was studied, of which intensity on the outer surface of high temperature core in three wavebands, 2.7-2.95 μm, 3.6-3.85 μm and 4.2-4.45 μm, and its radiance from the axial plane and normal plane in three view angles, 0°, 45° and 90°, were studied in detail. One important characteristics of plume flow was that the plume volume would expanded extensively with sharp decrease of external pressure when the flying altitudes got up and both the gas temperature and Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> particles concentration dropped down raplidly in that process, but the particles temperature were still very high. The infrared radiation of rocket plume showed three characteristics from our study. The first one was that the strong radiation zone for rocket motor in ground test lied along the axis which was continous, but there were

收稿日期: 2015-07-02; 修订日期: 2015-12-25.  
作者简介: 张小英 (1973-), 女, 贵州湄潭人, 工学博士, 教授/博士生导师, 研究飞机与火箭发动机结构热分析与辐射特性。  
基金项目: 国家自然科学基金项目 (51176052, 51376065); 广东省科技公关项目 (2013B010405004)。

two seperated strong radiation zones for low altitudes less than 22.5 km, one is near the outlet, the other is in the afterburning zone. For higher altitude plumes, only outlet zone had a strong radiation. The second characteristic was that plume radiation was axial symmetrical in the normal plane, while not symmetric in the axial cross plane. The third characteristic was about the spectral property, which showed gases spectral difference for altitudes below 40 km, but showed spectral continuity of  $\text{Al}_2\text{O}_3$  particle radiation for higher altitudes.

**Key words:** solid rocket motor, plume, infrared radiation, ground test, flight condition

0 引言

研究固体火箭发动机地面和飞行工况的红外辐射对于火箭的底部热防护和战略防御具有重要意义。由于飞行过程中环境压力剧烈变化,发动机羽流的形状及流场参数也不断变化,需要在变化的飞行高度上开展研究,相应的试验和计算研究都具有很大难度。试验方面,国外公布的几次高空火箭羽流辐射试验都在真空装置中进行<sup>[1-2]</sup>,受空间限制试验都采用缩尺模型发动机。计算方面,国际上文献[3]计算了 47.6 km, Titan II 液体火箭发动机在短波红外波段的辐射场;文献[4]比较了用逐线模型和分子波带模型计算 45 km 高空,弹道导弹羽流红外辐射的结果;文献[5]用 MC 射线追踪法计算 114 km 高度的固体火箭羽流流场和 2.2  $\mu\text{m}$  的光谱辐射。在我国,文献[6]用流模型计算了 0~20 km,低空多喷管火箭发动机尾焰在 2~5  $\mu\text{m}$  的红外辐射;文献[7]用路径传输方法计算 0~9 km,无人机尾焰在 0~12  $\mu\text{m}$  的红外辐射;文献[8]用 DOM 方法计算了某固体火箭羽流在 30~60 km 间, 2~5  $\mu\text{m}$  光谱的辐射强度。

当前,还没有文献对固体火箭发动机地面发射升空过程中羽流辐射特征随飞行高度的变化进行研究。本文以某型号固体火箭发动机为研究对象,采用 CFD 程序计算了其在 0~80 km 间, 31 个高度的羽流流场,并采用所开发的羽流三维光谱辐射仿真程序,计算羽流高温核心区在 2~6  $\mu\text{m}$  波段的红外辐射。分析高度上升过程中,羽流辐射强度和光谱特征的变化,为地面环境实验研究高空羽流辐射提供参考。

**1 火箭发动机羽流流场的计算**

所研究的火箭发动机采用复合推进剂 NEPE,其第一级发动机燃烧室平均压力为 9.37 MPa,温度为 3765 K。喷管喉部直径 350 mm,扩张比为 9.7。其第二级发动机燃烧室最大压力为 7.5 MPa,温度为 3739 K。喷管喉部直径 240 mm,扩张比为 31.1。第一级发动机工作时间覆盖了 0~30 km 高度,第二级发动机工作时间覆盖了 30 km 以上的高度。

考虑  $\text{H}_2$ 、 $\text{CO}$  和  $\text{HCl}$  在羽流流场中的二次燃烧,应用 12 组分( $\text{H}$ ,  $\text{H}_2$ ,  $\text{O}$ ,  $\text{OH}$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{CO}$ ,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{HCl}$ ,  $\text{Cl}$ ,  $\text{Cl}_2$ ,  $\text{N}_2$ )、17 个反应的有限速率化学反应模型。粒子相采用拉格朗日颗粒轨道模型模拟  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子与连续相间的动量、能量交换,不考虑粒子的燃烧、蒸发、碰撞、聚合等,粒子的直径分布采用 Braithwaite[9]的颗粒分布函数。美国 D5 潜射导弹发动机使用的推进剂为 NEPE 复合推进剂,复合推进剂配方近似为:

表 1 复合推进剂的配方

Table 1 Composition of composite propellant						
组分	$\text{NH}_4\text{ClO}_4$	Al	HMX	NG	BTTN	PEG
质量分数	0.15	0.15	0.45	0.1	0.1	0.05

喷管入口各组分摩尔分数由热力学平衡条件算出第一级发动机喷管入口各组分摩尔分数如表 2 和表 3 所示。

表 2 第一级发动机喷管进口各组分摩尔分数

Table 2 Mole fractions of gases at inlet of first stage rocket motor			
组分	摩尔分数	组分	摩尔分数
$\text{O}_2$	0.001177	O	0.002003
$\text{H}_2\text{O}$	0.126839	OH	0.016382
CO	0.404710	Cl	0.008056
$\text{CO}_2$	0.055989	$\text{Cl}_2$	0.000010
H	0.002273	HCl	0.052218
$\text{H}_2$	0.018646		

表 3 第二级发动机喷管进口各组分摩尔分数

Table 3 Mole fractions of gases at inlet of second stage rocket motor			
组分	摩尔分数	组分	摩尔分数
$\text{O}_2$	0.001289	O	0.002238
$\text{H}_2\text{O}$	0.125761	OH	0.017133
CO	0.404729	Cl	0.008524
$\text{CO}_2$	0.055958	$\text{Cl}_2$	0.000009
H	0.002416	HCl	0.051750
$\text{H}_2$	0.018583		

采用 8 组颗粒群进行计算,  $\text{Al}_2\text{O}_3$  粒子平均直径  $D_k=8\mu\text{m}$ 。各高度来流速度为: 0 km 时为 34 m/s, 10 km 时为 357 m/s, 30 km 时为 1100 m/s, 45 km 时为 1664



m/s, 60 km 时为 2229 m/s。流场计算域包括喷管和喷流区域以及部分空气来流区域。喷管入口给定总压为发动机燃烧室工作压强, 总温则为推进剂绝热燃烧温度。喷管入口各气相组分取为推进剂在燃烧室内的平衡组分, 粒子相流率与气相流率按热力计算得到的凝聚相与气相的比值来确定, 在计算中通过 UDF 来设定粒子加注流率。

图 1 给出发动机在 7.5 km 和 20 km、40 km、60 km 和 80 km 四个高度的燃气温度, 颗粒平均温度和总粒子浓度。图中: 地面工况下, 发动机内外压差小, 羽流高温核心区呈细长条束状, 高空时发动机内外压差

大, 燃气的高温核心区膨胀呈羽状, 颗粒相呈喇叭状发散; 高空羽流中燃气膨胀导致高温区域不连续, 在喷管出口下游中心部位可看到一条低温区域。

2 固体火箭发动机羽流辐射场的计算方法

根据 FVM 方法, 固体火箭发动机羽流中控制体 P 与其 6 个相邻控制体 W、E、N、S、R、F 在波长λ, 方向角Δω'辐射亮度相关的离散方程可写为:

$$a_{pi}p' = a_{wi}w' + a_{ei}e' + a_{si}s' + a_{ni}n' + a_{ri}r' + a_{fi}f' + b_p$$

(1)

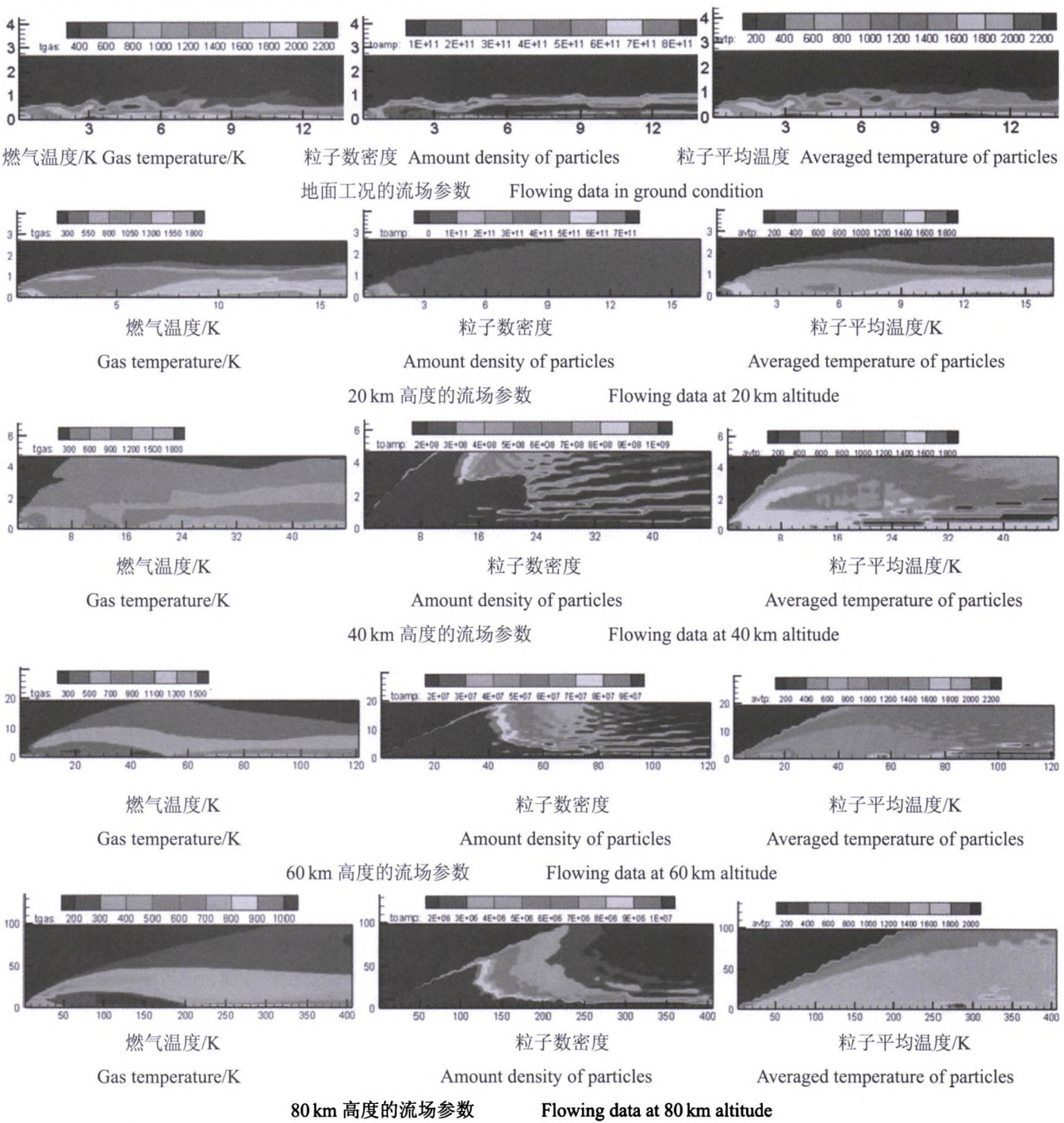


图 1 固体火箭发动机羽流的流场参数 Fig.1 Flowing data of plume from solid rocket motors

$$a_k=\max[-\Delta A_kD_k, 0], \quad a_p=\sum \max(\Delta A_kD_k,0)+\left(\sum \kappa+\sigma-\frac{\sigma}{4\pi}\bar{\Phi}(S',S')\Delta\omega'\right)\Delta V_p\Delta\omega' \tag{2}$$

$$b_p=\left[\left(\sum \kappa_n\right)i'_{\lambda,b}+\frac{\sigma}{4\pi}\sum_{S\neq S'}i'_p(S)\bar{\Phi}(S,S')\Delta\omega\right]\Delta V_p\Delta\omega' \tag{3}$$

$$D_k=\int_{\Delta\omega'}(S\cdot n_k)d\omega', \quad \Delta\omega'=\int_{\Delta\theta}\int_{\Delta\varphi}\sin(\theta)d\theta d\varphi, \quad \bar{\Phi}(S,S')=\frac{\int_{\Delta\omega'}\int_{\Delta\omega}\Phi(S,S')d\omega'd\omega}{\Delta\omega'\Delta\omega} \tag{4}$$

式中： $\kappa$ 为羽流的光谱吸收系数； $\sigma$ 为羽流的光谱散射系数； $i'_{\lambda,b}$ 为黑体的光谱辐射亮度； $\Phi$ 为散射相函数； $S$ 为辐射方向矢量； $\Delta A_k$ 为相邻控制体界面的面积； $\Delta V_p$ 为控制体P的体积。

在离散流场体积时，由于羽流几何上的轴对称性，此前的研究通常离散为扇形控制体<sup>[11-12]</sup>。这种形状的控制体内外扇面的面积不等，而系数 $a_p$ 中第二项相对第一项是微小量，由此导致式(1)的系数矩阵不具主对角占优的特征，难于求解。为此，文中将采用 Cartesian 坐标系的正交网格控制体，位于羽流几何边界以内的控制体流场参数采用统计平均法计算，边界以外的控制体流场参数均为零，这样得到式(1)的系数矩阵主对角弱占优，便于求解。

对一定波长 $\lambda$ ，固体火箭羽流中所有控制体的离散辐射方程构成一个大型非线性 7 对角矩阵方程。对文中羽流流场 1/4 圆周计算域，控制体数目为 32000 个，空间离散方向为  $N_\theta\times N_\varphi=703$  个，则该计算域内控制体的离散辐射方程系数矩阵维度为  $22496000^2$ ，且每个控制体方程中 $b_p$ 都包含该控制体 703 个方向的未知辐射亮度。对这样大型的非线性方程组，很难直接迭代求解，文中采用交叉修正迭代的方法。首先假定控制体的定向辐射亮度  $i_p^{(0)}$ 并计算  $b_p^{(0)}$ ，将  $b_p^{(0)}$ 带入离散辐射方程迭代得到新的  $i_p^{(1)}$ ；以  $i_p^{(1)}$ 修正计算  $b_p^{(1)}$ ，继续迭代求解  $i_p^{(2)}$ 。如此交叉修正迭代，收敛条件为：

$$\left|i_p^{(n)}-i_p^{(n-1)}\right|/i_p^{(n)}\leq \varepsilon \tag{5}$$

### 3 燃气和颗粒辐射特性的计算

羽流中辐射性气体组分考虑 H<sub>2</sub>O、CO<sub>2</sub>、CO 和 HCl，在羽流中的摩尔浓度约为 0.02，0.07，0.27 和 0.16。以上气体组分的光谱吸收系数 $\kappa_g$ 根据文献[13]的 $\kappa_{STP}$ 修正计算，燃气混合组分的光谱吸收系数 $\kappa$ 根据 WSGG 模型等于各组分的光谱吸收系数与其摩尔浓度乘积之和。

Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 粒子云的组分按粒径分为 8 组，直径为 2～

18  $\mu\text{m}$ ，其中单个 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> 粒子的光谱特性参数，即散射横截面  $C_{s\lambda}$ 、衰减横截面  $C_{e\lambda}$ 、散射因子  $Q_{s\lambda}$ 、衰减因子  $Q_{e\lambda}$ 以及散射相函数利用 Mie 理论<sup>[14]</sup>计算。粒子云的发射和散射系数采用单次独立散射假设，计算为单个粒子的作用之和。

散射相函数取决于入射方向和散射方向的夹角

$\theta=\widehat{SS'}$ ，因此可写为  $\Phi_\lambda(\theta)$ 。粒子云的散射相函数计算为 8 组粒子相函数的数学平均：

$$\bar{\Phi}_\lambda(\theta)=\frac{\sum_j\Phi_\lambda(\theta)Q_{s\lambda}n_j\pi d_j^2/4}{\kappa_{s\lambda}} \tag{6}$$

以喷管出口羽流中心控制体的光谱特性为例，燃气的吸收系数和颗粒的吸收系数/散射系数见图 2 所示，图中气相组分的吸收系数具有显著的光谱性，在 4.2～4.5  $\mu\text{m}$  波带最大；颗粒的吸收系数随波长变化较小，且其数值比散射系数小得多。所计算的控制体颗粒在 2.7  $\mu\text{m}$ 、3.6  $\mu\text{m}$  和 4.3  $\mu\text{m}$  三个波长的散射相函数见图 3 所示，图中颗粒的前向散射最强 ( $\theta<\pi/2$ )，后向散射很弱 ( $\theta>\pi/2$ )；因颗粒云的平均直径为 6～8  $\mu\text{m}$ ，其散射的极性在小波长更突出。

### 4 计算结果与分析

基于羽流辐射场的理论模型开发了固体火箭羽流辐射计算程序，计算了固体火箭发动机从地面发射至 80 km 间 31 个高度工况，羽流高温核心区控制体在红外波段 2～6  $\mu\text{m}$  间 41 个波长，空间 19 个方向的光谱辐射亮度。将光谱辐射亮度在 2～6  $\mu\text{m}$  波带积分，得到羽流在该波带的辐射亮度。

为了验证本文计算固体火箭羽流辐射的理论模型和计算程序，将所计算 80 km 高度羽流的辐射亮度与文献[5]的结果比较。图 4 为文献用蒙特卡洛法计算三级火箭 Star-27 发动机在 114 km 高度羽流在 2.2  $\mu\text{m}$  光谱的辐射亮度分布图，文中高温颗粒的发射率用 Reed 和 Calia 的经验式计算：

$$\kappa=\varepsilon_\lambda\lambda/(4R_p) \tag{7}$$



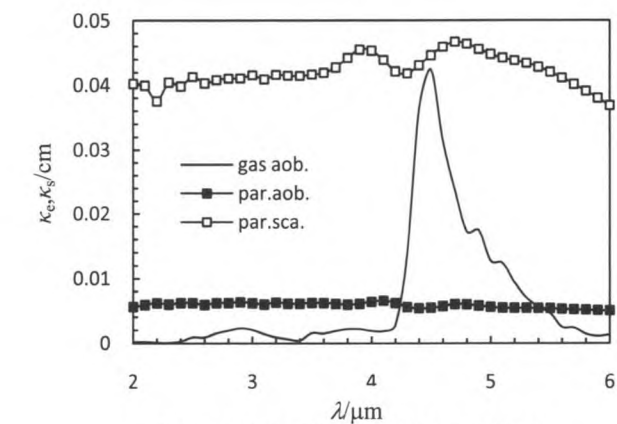


图2 喷管出口中心控制体的光谱特性

Fig.2 Spectral properties of central volume at outlet of rocket nozzle

而气体组分的光谱特性采用椭圆统计 Bhatnagar-Gross-Krook (ES-BGK) 模型计算。图 5 是本文计算 80 km 高度的羽流在 2.2 μm，全方向平均光谱辐射亮度的结果，这个工况与文献[7]中 114 km 高度工况具有可比性，因为在 80 km 及以上高度，环境大气条件相似，发动机的工作状态和羽流流场参数基本不变化，羽流辐射也不再变化。对比图 4 和图 5 的结果看到，本文计算的固体火箭羽流辐射亮度数值相近，分布特征相似。

图 6 为本文计算地面 20 km、40 km、60 km 和 80 km 高度，羽流轴向主平面的控制体在视角  $\theta=0^\circ$ ， $45^\circ$  和  $90^\circ$  的辐射亮度。图中，随高度上升，由于羽流的体积膨胀，气体和颗粒物的温度与浓度下降，故可见辐射亮度区域大幅度增加，辐射亮度数值有所下降。在羽流辐射的空间分布方面，地面羽流的辐射亮度呈连续条带状分布；低空羽流 ( $H=20\text{ km}$ ) 由于后燃效应，辐射亮度呈长羽状扩张分布，高亮度区域呈不连续分布，在羽流前段和后段的辐射亮度较高，羽流中段出现小块低亮度区域；当  $H=40\text{ km}$  高度后燃区下移，羽流辐射区域的不连续性更显著；当  $H=60\text{ km}$

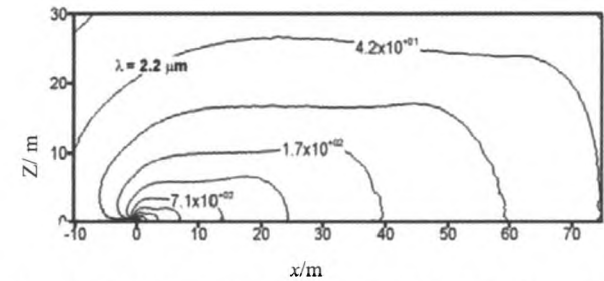


图4 文献[4]计算的高空固体火箭羽流辐射亮度/(W·μm<sup>-1</sup>·m<sup>-2</sup>)  
Fig.4 Plume radiance of solid rocket at 110 km altitude in Ref[4]

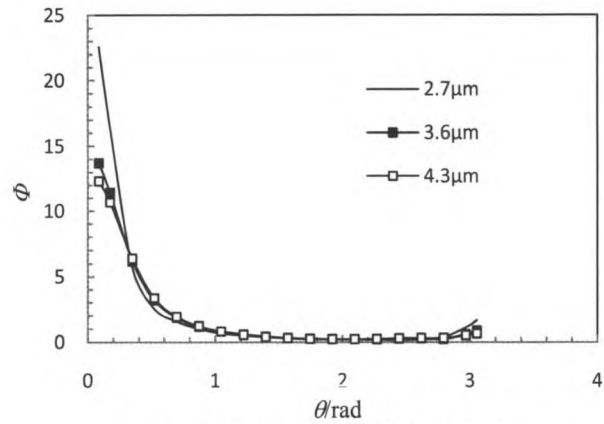


图3 喷管出口中心控制体的散射相函数

Fig.3 Scattering phase function of central volume at outlet of rocket nozzle

和  $H=80\text{ km}$ ，羽流的后燃效应消失，辐射高亮度区域集中在羽流前段。

为详细分析固体火箭发动机羽流高温核心区表面辐射强度随飞行高度的变化，图 7 给出 2~6 μm 波段，以及气体组分的 3 个辐射峰值波段：2.7~2.95 μm、3.6~3.8 μm、4.2~4.45 μm，各飞行高度羽流沿  $\theta=90^\circ$  方向的辐射强度，图 8 给出在 2~6 μm 波段，沿  $\theta=0^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $60^\circ$ 、 $90^\circ$  方向，各飞行高度羽流的辐射强度。两组结果都说明，随着飞行高度上升，羽流高温核心区表面的辐射强度增大，这主要是由于羽流体积的膨胀和高温颗粒物扩散引起；但在高度 35 km 处，辐射有所下降，分析原因是该高度所选取的流场计算域不够长，羽流尾部高温区域的辐射未计及。比较图 7 中四个波段的辐射发现，在气体组分的 3 个峰值波段当中，4.2~4.45 μm 波段的辐射强度明显强于其他 2 个波段，但都远远小于 2~6 μm 波段的辐射强度。比较图 8 中四个方向的辐射强度发现，除了  $\theta=0^\circ$  方向的辐射强度较小，其他方向的辐射强度都比较接近，说明羽流的辐射强度对侧面观测角不敏感。

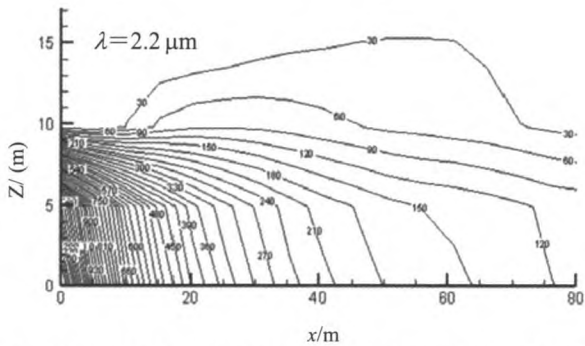


图5 本文计算的高空固体火箭羽流辐射亮度/(W·μm<sup>-1</sup>·m<sup>-2</sup>)  
Fig.5 Plume radiance of solid rocket at 80 km altitude of our work

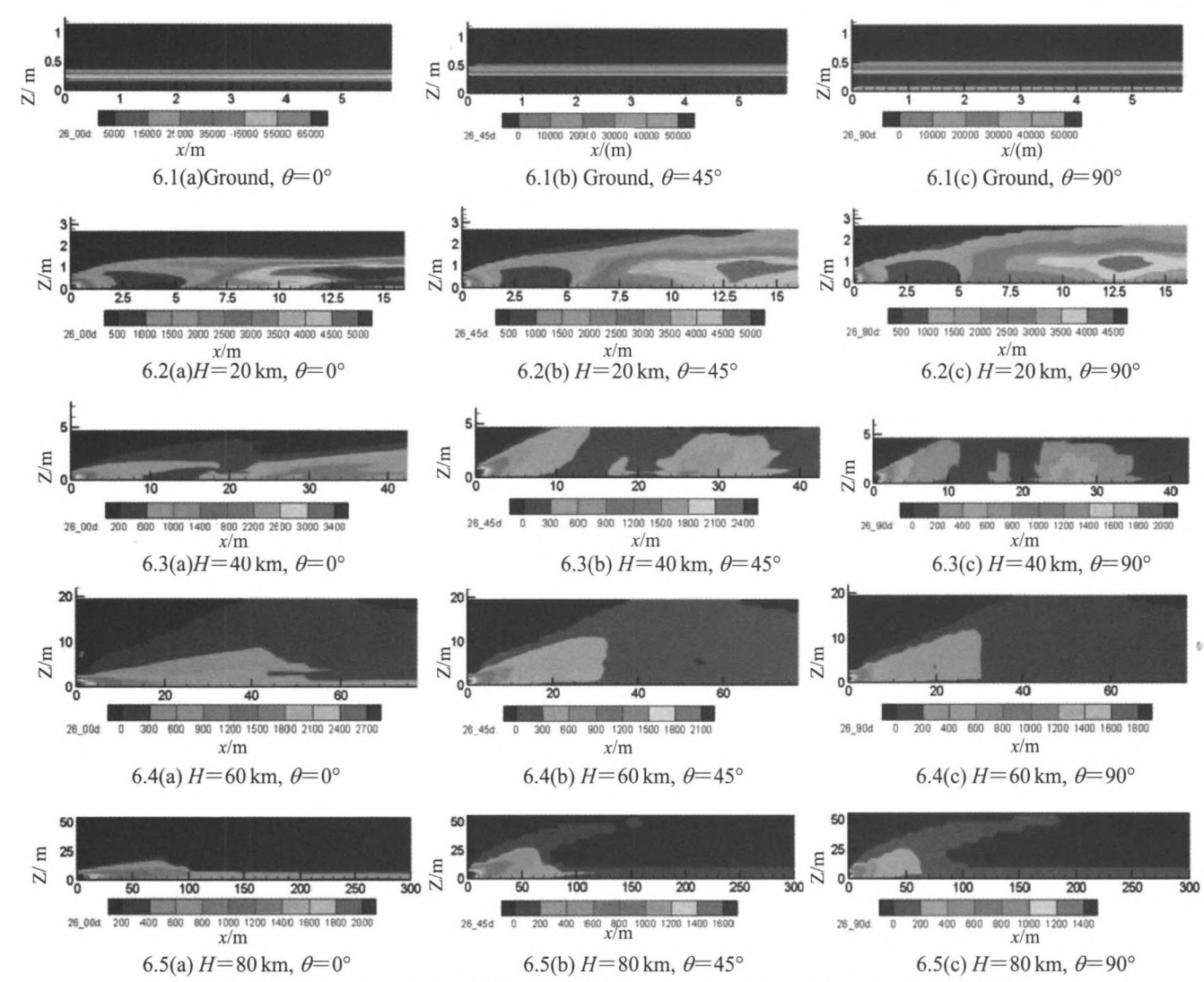


图 6 固体火箭发动机多个高度的羽流在 2~6 μm 波带辐射亮度  $I/(W \cdot sr^{-1})$

Fig.6 Plume radiance of solid rocket in 2-6 μm at multi altitudes

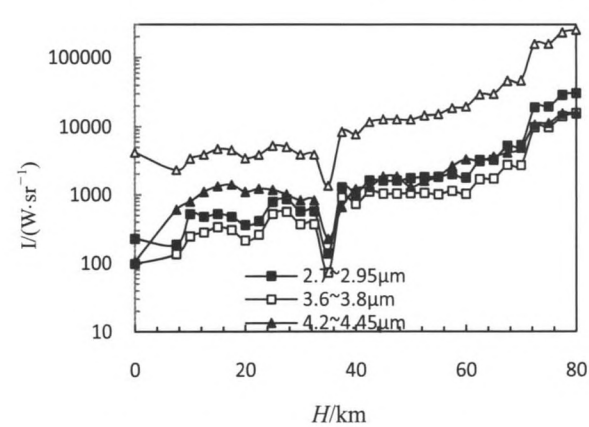


图 7 羽流核心区沿  $\theta=90^\circ$  方向的波带辐射强度随高度变化  
Fig.7 Variation of plume radiation intensity with altitude at  $\theta=90^\circ$  direction

图 9 表示不同高度羽流核心区外表面沿  $\theta=90^\circ$  方向的光谱辐射强度随波长的变化, 左图为地面,  $H=10\text{ km}$ 、 $20\text{ km}$ 、 $30\text{ km}$  和  $40\text{ km}$  高度的结果, 右图为  $H=50\text{ km}$ 、 $60\text{ km}$ 、 $70\text{ km}$  和  $80\text{ km}$  高度的结果。从图

中的结果发现, 当发动机在地面和低空 ( $H \leq 40\text{ km}$ ) 工作时, 羽流的辐射表现出明显的光谱性, 在气体组分的三个辐射峰值波带都有较强辐射, 特别是波带  $4.2 \sim 4.45\text{ }\mu\text{m}$  的辐射最强; 当发动机在高空 ( $H \leq 40\text{ km}$ )

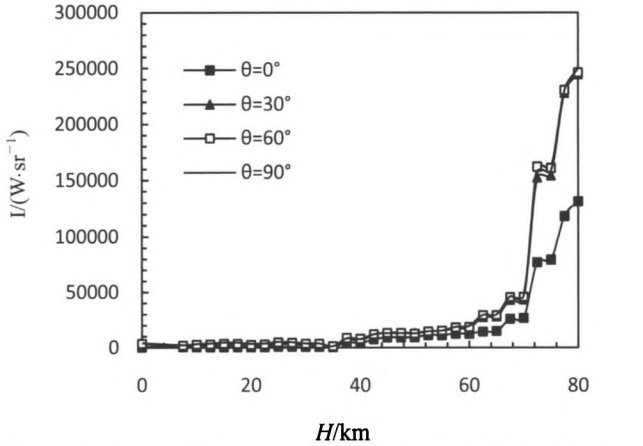


图 8 羽流核心区在 2~6 μm 波带的辐射强度随飞行高度变化  
Fig.8 Variation of plume radiation intensity in 2-6 μm waveband with altitude at  $\theta=90^\circ$  direction

工作时,羽流辐射的光谱性减弱,在2~6μm波长范围表现出高温颗粒辐射的连续性,但在气体组分的辐射峰值波带,辐射有轻微的增强。导致这些现象的原因,是低空火箭发动机羽流中高温气体组分的体积较连贯因此辐射较强,而高空气体组分扩散剧烈因此辐射减弱而高温颗粒的辐射增强。

5 结论

对固体火箭发动机地面和空中飞行至80 km高度,羽流流场与波长2~6μm间的光谱辐射场建立理论模

型,并自编程序进行计算,获得羽流高温核心区各个控制体的全向光谱辐射亮度和表面辐射强度。研究发现:随高度上升,羽流的红外辐射高亮度区域大幅增加,虽然亮度数值有所下降,但表面辐射强度仍上升;地面羽流的辐射亮度呈连续条带状分布,低空羽流辐射亮度呈长羽状扩张分布,高亮度区域不连续,高空羽流的辐射高亮度区域集中在羽流前段;地面和低空羽流的辐射表现出明显的光谱性,在波带4.2~4.45μm的辐射最强,高空羽流辐射的光谱性减弱,主要表现出高温颗粒辐射的连续性。

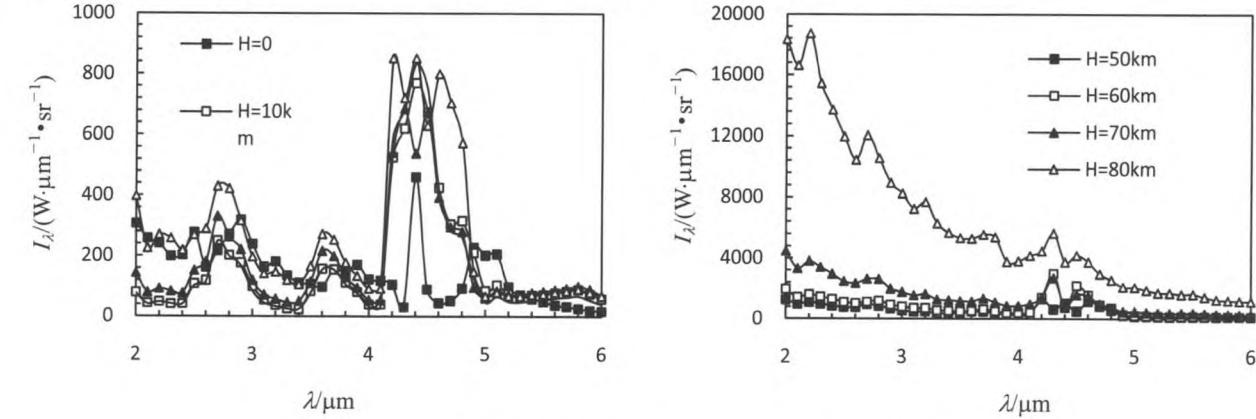


图9 羽流核心区外表面沿θ=90°方向的光谱辐射强度随波长的变化

Fig.9 Variation of spectral radiation intensity on outer surface of plume at θ=90° direction

参考文献:

[1] J. Llinas, D.J. Mccaa. Spectral radiance of model rocket exhaust plumes at high altitudes[C]//AIAA, AIAA 3<sup>rd</sup> Thermophysics Conference, Los Angeles, California, 1968: 68-767.

[2] Erdman P W, Zipf E, Espy P, et al. In-Situ Measurements of UV and VUV Radiation from a Rocket Plume and Re-Entry Bow Shock[C]//AIAA, 1992: 920124.

[3] H.B. Ebrahimi, A. Kawasaki. Numerical Investigation of Exhaust Plume Radiative Transfer Phenomena[J]. AIAA paper, 2000: 98-3623.

[4] K. Berer, E. Lindermeir, Comparison of line-by-line and molecular band IR modeling of high altitude missile plume[J]. Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer, 2007, 105: 111-127.

[5] J.M. Burt, L.D. Boyd, High-altitude plume simulations for a solid propellant rocket[J]. AIAA Journal, 2007, 45(2): 2872-2884.

[6] 王雁铭, 谈和平, 董士奎, 等. 低空多喷管发动机喷焰红外特性研究[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(6): 634-637.

WANG Yanming, TAN Heping, DONG Shikui, et al.. Study on infrared properties of low altitude multi-nozzle engine exhaust plume[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2009, 32(6): 634-637.

[7] 许爱华, 汪中贤, 于坚, 等. 高空高速无人机尾焰红外辐射特性计算研究[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(7): 1700-1707.

XU Aihua, WANG Zhongxian, YU Jian, et al. Numerical simulation of infrared radiation characteristics for plume of the high-altitude and high-speed UAV[J]. Infrared and Laser Engineering, 2012, 41(7): 1700-1707.

[8] 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.

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.

[9] Braithwaite P C, Christensen W N, Daugherty V. Quench bomb investigation of aluminum oxide formation from solid rocket propellants (Part I): experimental methodology[C]//The 25th JANNAF Combustion Meeting, Huntsville, USA, 1988: 24-28.

[10] 樊世伟, 张小英, 朱定强, 等. 用 FVM 法计算固体火箭羽流的红外特性[J]. 宇航学报, 2005, 26(6): 793-797.

Fan S W, Zhang X Y, Zhu D Q, et al. Calculation of the infrared characteristics of the solid rocket plume with FVM method[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(6): 793-797.

[11] Yaniv S, Cohen Y, Kanelbaum Y, et al. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket motor plume[R]. AIAA-2001- 0358, 2001.

[12] 李建勋, 童中翔, 王超哲, 等. 发动机燃气喷流红外辐射计算与仿真[J]. 光谱学与光谱分析, 2013, 33(1): 7-13.

LI J X, TONG Z X, WANG C Z, et al. Numerical computations of infrared signatures in exhaust flow fields of jet engines[J]. Spectroscopy and Spectral Analysis, 2013, 33(1): 7-13.

[13] Ludwig C B, Malkmus W. Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA-SP-3080, NASA Marshall Space Flight Center, Huntsville, USA, 1973.

[14] Bohran C F, Huffman D R. Absorption and Scattering of light by small particles[M]. New York: Wiley, 1983.