

文章编号:1000-8055(2012)08-1874-07

固液混合火箭发动机喷焰红外辐射特性分析

申文涛, 董 超, 朱定强, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究固液混合火箭发动机喷焰在不同飞行状态的红外辐射特性,建立了固液两相状态下喷焰的红外辐射计算模型,获得了喷焰在 $2\sim 12\mu\text{m}$ 波段的红外辐射.将喷焰的温度、压力、摩尔组分等作为输入条件,米氏散射(Mie)模型计算颗粒相的散射,采用有限体积法(FVM)离散辐射传递方程,利用中分辨率大气辐射传输(MODTRAN)模型计算不同观测距离的大气透过率,编程计算得到不同飞行高度,不同观测方向下喷焰的红外辐射.结果表明喷焰红外辐射亮度与温度分布类似,在 $2.7\sim 3.0\mu\text{m}$ 和 $4.2\sim 4.5\mu\text{m}$ 波段范围内的辐射较强,高温粒子在近红外比远红外对总辐射的贡献大,太空与地面观测不同飞行高度的发动机喷焰辐射率因大气衰减的不同而有所差异,可为目标跟踪与发动机设计提供参考.

关 键 词: 固液混合发动机; 喷焰; 红外辐射; 数值计算; 大气衰减

中图分类号: V436

文献标志码: A

Analysis of infrared radiation of hybrid rocket motor exhaust plume

SHEN Wen-tao, DONG Chao, ZHU Ding-qiang, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Infrared properties of hybrid rocket engine plume were studied by establishing a theoretical model of infrared radiation in $2\sim 12\mu\text{m}$ wavelength. The pressure, temperature and concentration of each component of flow field were considered as the input parameters. The spectral radiation parameters of the particle were calculated by the Mie scattering model. The thermal radioactive transfer equation was discretized by using the finite volume method (FVM). Finally, the moderate resolution atmospheric transmission (MODTRAN) model was used to calculate the infrared radiation attenuation in the atmosphere. The results indicate that the transmission conditions, height, angle and particle size exert important effect on the distribution of spectrum radiance. The results contribute to providing reference for further research of target tracking and hybrid rocket motors design.

Key words: hybrid rocket motor; exhaust plume; infrared radiation;
numerical calculation; atmosphere attenuation

随着整体技术的不断成熟,固液混合火箭发动机在开关机控制、比冲、环保、重复利用等方面的优势,得到了越来越多的关注^[1].在工作过程中由于氧化剂流量的调节以及推进剂燃烧表面的变化,使得氧燃比也在发生变化.分析不同工作阶段的高温喷焰在大气中扩散过程中产生的红外辐射

特性,对推进剂配方改良、尾部热防护、目标探测与隐身突防等研究具有重要意义.

国外对固体及液体火箭发动机喷焰的红外辐射特性作了大量仿真计算和试验研究,采用有限体积法(FVM)、蒙特卡洛法、离散坐标法(DOM)等实现了对喷焰红外辐射特性的计算,并与测量

收稿日期:2011-09-08

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1874_028.html

作者简介: 申文涛(1979—),男,江苏赣榆人,博士生,主要从事火箭发动机羽流辐射计算研究.

数据做了对比分析^[2-6].国内也有不少单位对发动机喷焰特性进行了研究^[7-9].而对固液混合发动机的研究主要侧重于燃烧,燃料特性,流场特性^[10],总体性能优化等方面.固液混合发动机的红外辐射特性研究方法与固体、液体发动机类似:仿真计算和试验测量,并通过对计算模型的实测校验,计算得到多种工况下的辐射特性数据.但由于固液混合发动机在工作过程中氧化剂流量、燃料燃烧截面的变化,导致了氧化剂流率、氧燃比也随之变化,尾焰燃烧产物及流场特性也更加复杂.为了研究不同工况喷焰的辐射变化情况,本文在流场计算的基础上采用有限体积法求解辐射传递方程,编程计算了喷焰在 $2\sim 12\mu\text{m}$ 波段范围内的红外辐射.并计算了大气层内火箭不同飞行高度在不同观测角度、高度下喷焰的红外辐射强度.分析了固体颗粒对喷焰红外辐射特性的影响.

1 辐射计算模型

喷焰的红外辐射特性与其结构(形状、尺寸、压力和温度)和化学成分有关.主要来源于它所包含的凝聚相微粒和气体分子,凝聚相微粒主要有 Al_2O_3 和其他金属化合物等,气体分子主要有 CO 、 CO_2 、 H_2 、 H_2O 和 OH 等.要计算喷焰的红外辐射场,首先要确定喷焰的光谱辐射特性,如吸收系数、散射系数和散射相函数等.

1.1 辐射传递方程及离散

根据能量守恒原理,在吸收、发射、散射性介质中传播的辐射,受到介质的吸收、散射的衰减作用.各微元体表面进出的辐射能量等于内辐射能量衰减和增益之和.可以得到辐射传递方程

$$\frac{dI_\lambda(\omega, s)}{ds} = -\left[\kappa_{\lambda, g} + \int_0^\infty N(D)C_a dD + \sigma_{\lambda s}\right] I_\lambda(\omega, s) + U_\lambda(\omega, s) \quad (1)$$

式(1)中 $I_\lambda(\omega, s)$ 表示 ω 方位 s 距离处的辐射强度; $\kappa_{\lambda, g}$ 为气体吸收系数; $\int_0^\infty N(D)C_a dD$ 为固体微粒吸收系数,其中 $N(D)dD$ 为半径 D 到 $D+dD$ 区间内单位体积的粒子数, C_a 是粒子的吸收截面; $\sigma_{\lambda s}$ 为散射系数. $U_\lambda(\omega, s)$ 为源函数

$$U_\lambda(\omega, s) = \kappa_{\lambda, g} I_{\lambda b, g}(\omega, s) + \int_0^\infty N(D)C_a I_{\lambda b, s}(D) dD + \frac{\sigma_{\lambda s}}{4\pi} \int_{4\pi} I_\lambda(\omega', s) \Phi_\lambda(\omega, \omega') d\omega' \quad (2)$$

式(2)中 $I_{\lambda b, g}(\omega, s)$ 表示气态组元的黑体辐射强度, $I_{\lambda b, s}$ 表示微粒的黑体辐射强度,用 Planck 定

律进行计算; $\Phi_\lambda(\omega, \omega')$ 为散射相函数.

采用有限体积法^[7,11]离散方程(1),将喷焰流场划分成一定数目的控制体,流场中典型控制体及计算网格划分如图1所示.

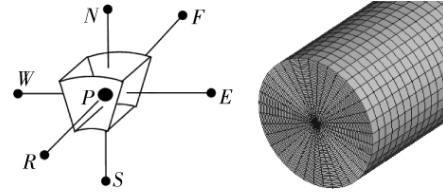


图1 控制体及网格划分

Fig. 1 Control volume and meshing

以 w, e, s, n, r, f 代表控制体 ΔV 与相邻控制体 W, E, S, N, R, F 的交界表面,方程(1)离散差分之后变为

$$a_P^l i_P^l = a_W^l i_W^l + a_E^l i_E^l + a_S^l i_S^l + a_N^l i_N^l + a_R^l i_R^l + a_F^l i_F^l + b^l \quad (3)$$

其中

$$a_K^l = \max[-\Delta A_K D_{ck}^l, 0] \quad (4)$$

$$a_P^l = \sum_{k=1}^6 \max[\Delta A_k D_{ck}^l, 0] + (\kappa_{\lambda, g} + \int_0^\infty N(D)C_a dD + \sigma_\lambda - \frac{\sigma_\lambda}{4\pi} \bar{\Phi}^l(\Delta\omega^l)) \Delta V \Delta\omega^l \quad (5)$$

$$b^l = \left[\kappa_{\lambda, g} i_{\lambda b, g}^l(S) + \int_0^\infty N(D)C_a i_b^l(D) dD + \frac{\sigma_\lambda}{4\pi} \sum_{l'=1, l' \neq l}^M i_{l'}^l \bar{\Phi}^{ll'}(\Delta\omega^{ll'}) \right] \Delta V \Delta\omega^l \quad (6)$$

$$\Delta\omega^l = \int_{\theta^-}^{\theta^+} \int_{\phi^-}^{\phi^+} \sin\theta d\theta d\phi \quad (7)$$

$$\bar{\Phi}^{ll'} = \frac{\int_{\Delta\omega^l} \int_{\Delta\omega^{l'}} \Phi(l', l) d\omega^l d\omega^{l'}}{\Delta\omega^l \Delta\omega^{l'}} \quad (8)$$

于是喷焰在一定光谱范围内沿某计算方向的辐射强度可表示为^[8]

$$I = \sum_{j_\lambda=1}^{n_\lambda} \sum_{j_A=1}^{n_A} i_\lambda \cos\theta \Delta A \Delta\lambda \quad (9)$$

式中 n_A 是喷焰计算边界上控制体表面的总数, i_λ 为光谱辐射强度, θ 是控制体表面的外法线与计算方向的夹角, ΔA 是控制体表面的面积, $\Delta\lambda$ 是划分的光谱间隔带宽,本文将 $2\sim 12\mu\text{m}$ 之间的光谱分为100个相等的带宽进行计算.

1.2 气体吸收特性

计算气体辐射的基础是确定介质的光谱吸收系数.使用谱带模型确定气体的光谱吸收系数,不仅要确定在其波长范围内有多少根谱线,每根谱

线的能量,还要确定它们的分布规律和重叠特性.根据火箭燃气产物中包含的吸收性气体介质的组分,使用基于单组线(SLG)模型^[9]的方法来计算标准状态下单组分气体如 CO_2 , H_2O , CO , OH 的光谱吸收系数.压力为 p 、温度为 T 的某种气体组分的光谱吸收系数^[12]可以用下式得到:

$$\kappa_a = \frac{C \cdot p \cdot 273}{1 \times 10^5 \cdot T} \kappa_{\text{stp}} \quad (10)$$

式中 p 的单位为 Pa; T 的单位为 K; C 为气体组分的摩尔百分数; κ_{stp} 为一个大气压力下标准温度水平的光谱吸收系数(单位为 cm^{-1}). 最终通过各气体光谱吸收系数的代数和求得混合气体的光谱吸收系数.

1.3 粒子辐射特性

固体粒子对投入辐射有吸收、反射和散射作用,除了本身材料特性以外,还与形状与大小有关.并且这种影响还与投射辐射的波长 λ 有关^[13]. 在描述粒子尺寸对辐射特性影响时,粒子大小用尺度参数 χ 表示. 对球形粒子, χ 是通过球心的截面周长与波长之比, $\chi = \pi D / \lambda$, D 为粒子直径. 当 $\chi \approx 1$ 时粒子直径与辐射波长数量级相同,通过粒子的电磁波与粒子的电磁场相互干扰的作用不能忽略,不能用几何光学计算,要用米氏电磁理论(Mie)来计算^[14-15]. 通过分析单个粒子的散射截面、吸收截面和散射相函数,根据流场计算得到的粒子的尺寸分布特性,计算粒子云的总散射截面、吸收截面和散射相函数.

假设粒子分布是非连续变化,且为独立散射,则粒子系的衰减系数 β 、散射系数 σ_s 、吸收系数 κ 及散射相函数 $\Phi(\theta)$ 可以表示为

$$\beta = \sum_{i=1}^n N_i C_{e,i} = \frac{\pi}{4} \sum_{i=1}^n D_i^2 N_i Q_{e,i} = 1.5 \sum_{i=1}^n Q_{e,i} \frac{f_{v,i}}{D_i} \quad (11)$$

$$\sigma_s = \sum_{i=1}^n N_i C_{s,i} = \frac{\pi}{4} \sum_{i=1}^n D_i^2 N_i Q_{s,i} = 1.5 \sum_{i=1}^n Q_{s,i} \frac{f_{v,i}}{D_i} \quad (12)$$

$$\kappa = \beta - \sigma_s \quad (13)$$

$$\Phi(\theta) = \frac{1}{\sigma_s} \sum_{i=1}^n N_i C_{s,i} \Phi_{p,i}(\theta) = \frac{1}{\sigma_s} \sum_{i=1}^n \frac{\pi}{4} D_i^2 N_i Q_{s,i} \Phi_{p,i}(\theta) \quad (14)$$

式中 N_i 表示粒径为 D_i 的粒子数密度; $C_{e,i}$, $C_{s,i}$ 分

别表示粒径为 D_i 的单个粒子的衰减和散射截面; $Q_{e,i}$, $Q_{s,i}$ 分别表示粒径为 D_i 的单个粒子的衰减和散射因子; $f_{v,i} = \pi D_i^3 N_i / 6$, 表示粒径为 D_i 的粒子的体积百分比.

图 2 为 2700 K 温度下,不同粒子半径的散射相函数曲线,可以看出粒子半径越大,散射效果越明显.

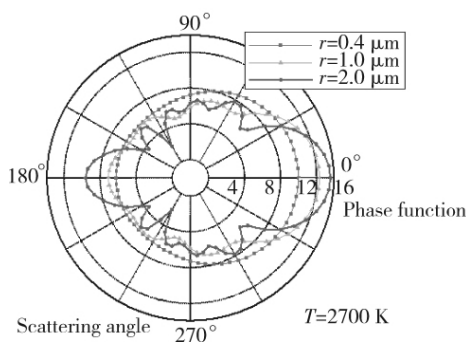


图 2 氧化铝散射平面内相函数曲线

Fig. 2 Phase function curve in scattering plane of alumina

2 计算结果及分析

2.1 模型验证

为了对计算模型进行验证,计算了大力神 LIS 火箭发动机喷焰在 $2.65 \sim 2.8 \mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性,并与文献^[5]的测量结果进行了对比,比较结果见表 1.

表 1 LIS 发动机喷焰红外辐射强度验证

Table 1 Verification of LIS engine plume

红外辐射参数	H/km		
	10	15	20
$I_{\text{simu}} / 10^6 \text{ (W/sr)}$	0.72	1.16	1.49
$I_{\text{test}} / 10^6 \text{ (W/sr)}$	6.12	1.01	1.21
Relative error/%	14.50	12.90	18.80

由表 1 可以看出,用本文计算模型求解 LIS 火箭发动机喷焰红外辐射强度所得的计算值与文献测量值之间相差不大,最大偏差不超过 20%,两组结果基本一致,说明本文计算模型可靠.

2.2 数据输入

本文在已知喷焰流场的基础上,采用 FORTRAN 语言编程计算了固液混合火箭发动机喷焰在 $2 \sim 12 \mu\text{m}$ 波段的红外辐射特性. 计算高度分为 10, 15, 20 km 三个工况,各工况中流量及出口

压力等都不同。考虑的主要组分包括 CO , CO_2 , H_2 , H_2O , OH , Al_2O_3 等,表2为主要组分的质量分数。

表2 各工况主要组分的质量分数

Table 2 Mass fraction of the main components

组分	H/km		
	10	15	20
CO	0.209580	0.295340	0.363380
CO_2	0.160920	0.117450	0.087506
H_2	0.012634	0.021085	0.029276
H_2O	0.420460	0.353660	0.286880
OH	0.019852	0.000000	0.000000
Al_2O_3	0.166249	0.198525	0.226134

由于篇幅所限,只列出10 km高度下喷焰的流场信息,其它高度工况与此类似。图3、图4为喷焰的温度场与压力分布,图5为固体颗粒的质量密度分布,图6为气体摩尔分数沿轴线的分布。计算网格轴向划分为161份,径向划分为31份,周向角划分为37份,观测方位角分为19份。

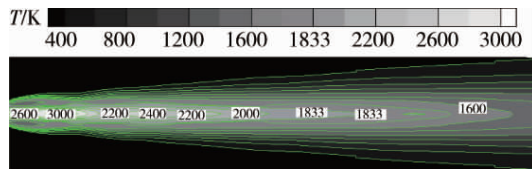


图3 10 km 高度温度分布云图

Fig. 3 Temperature distribution at 10 km altitude

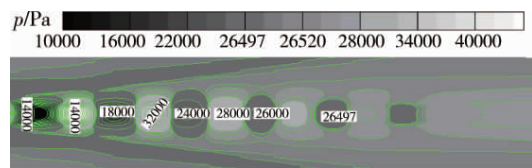


图4 10 km 高度压力分布云图

Fig. 4 Pressure distribution at 10 km altitude

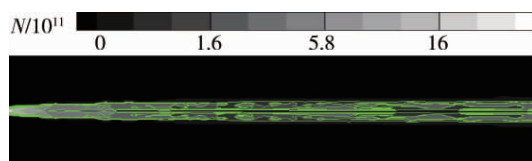


图5 10 km 高度颗粒相粒子数密度分布

Fig. 5 Particle number density distribution of particle at 10 km altitude

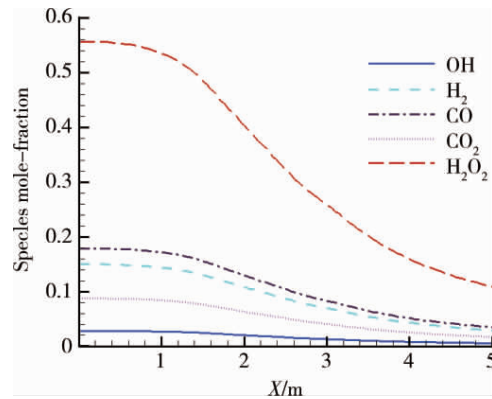


图6 10 km 高度各气体摩尔分数轴向分布

Fig. 6 Axial distribution of gas mole fraction at 10 km altitude

2.3 红外辐射计算结果

图7为喷焰在不同飞行高度的红外光谱辐射亮度随波长的变化,可以看出,中波红外光谱辐射亮度有很强的光谱选择性,波段 $2.7 \sim 3.0 \mu\text{m}$ 和 $4.2 \sim 4.5 \mu\text{m}$ 的辐射较强,而相邻波段 $2.5 \sim 2.7 \mu\text{m}$ 和 $4.5 \sim 4.8 \mu\text{m}$,以及 $3.5 \sim 3.7 \mu\text{m}$ 的辐射较弱。这是因为喷焰中 CO_2 和 H_2O 气体辐射具有较强的光谱选择性。

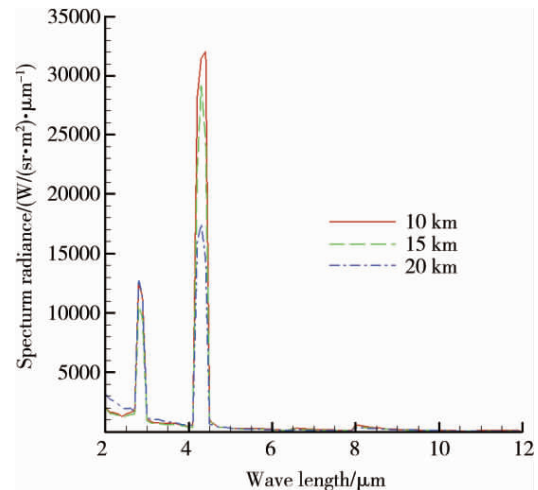
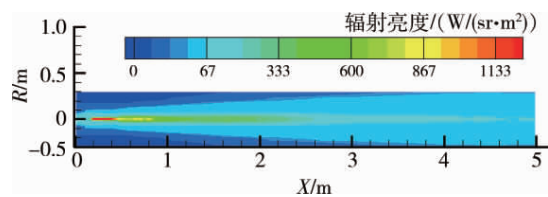
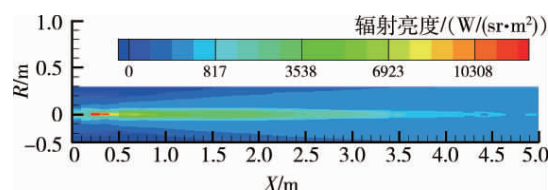


图7 不同飞行高度光谱辐射亮度

Fig. 7 Spectral radiance at different altitudes

图8~图9为10 km高度, $2.7 \sim 2.95 \mu\text{m}$ 及 $4.2 \sim 4.5 \mu\text{m}$ 波段范围内喷焰的辐射亮度云图,可以看出,辐射热流与流场温度分布较为吻合。温度对辐射影响比压力等参数更为明显。轴线上 $0.2 \sim 0.5 \text{ m}$ 范围内辐射亮度较大,最大值分别为 $1200 \text{ W}/(\text{sr} \cdot \text{m}^2)$ 及 $10310 \text{ W}/(\text{sr} \cdot \text{m}^2)$ 。

随着飞行高度的变化,由表2可知:固液混合发动机机氧燃比及流量的变化导致的喷焰温度、出

图 8 10 km 高度 2.7~2.95 μm 喷焰辐射亮度云图Fig. 8 Radiance map of plume in 2.7~2.95 μm at 10 km altitude图 9 10 km 高度 4.2~4.5 μm 喷焰辐射亮度云图Fig. 9 Radiance map of plume in 4.2~4.5 μm at 10 km altitude

口压力的变化以及外界压力等参数发生了变化, 喷焰扩张角度、流场温度也有所不同, 导致辐射热流也有少量变化, 这与固体火箭发动机相对固定的出口流场参数产生的辐射有所区别。图 10 为 3 个飞行高度下, 2.6~2.84 μm , 4.2~4.5 μm 波段范围内不同观测角度下的辐射强度。视线方向与喷焰轴线夹角越大, 辐射强度越大, 这是因为流场边界表面的投影面积随视角变化的缘故。

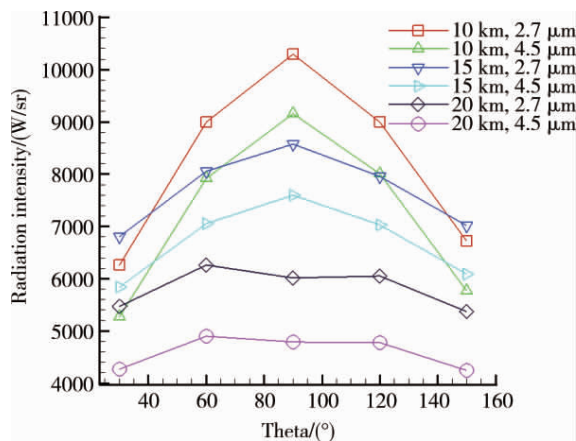


图 10 不同飞行高度及观测角度的辐射强度

Fig. 10 Radiation intensity at different altitudes and viewing angles

2.4 大气衰减及探测波段分析

由于大气中气体组分含量及吸收波段的不同, 对传播中的喷焰辐射具有选择性吸收作用。图 11 为利用中分辨率大气辐射传输模型 (MODTRAN) 计算的中纬度冬季, 无气溶胶、无云、无雨大气, 0° 天顶角, 以谱分辨率 1~10 km 及 10~

36 000 km 两个高度范围内大气层的透过率。可以看出在 1~10 km 距离上, 2.5~2.8 μm , 4.25~4.28 μm 和 5.2~7.5 μm 波段的透过率非常低。而 10~36 000 km 虽然有相似规律, 但由于大气密度下降, 吸收相对较少。

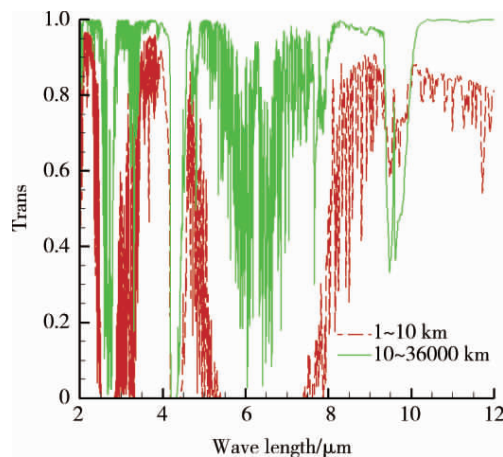


图 11 1~10 km 及 10~36 000 km 的大气透过率

Fig. 11 Atmospheric transmittance at different altitudes

图 12 为 10 km 飞行高度的喷焰在不同观测距离 2.7~3.2 μm 波段范围红外辐射强度随观测角度的变化, 可以看出接收到的辐射强度与探测距离有关。近距离观测时喷焰表面的总辐射强度当观测角度为 90° 时最大, 远距离观测角度影响幅度不大。

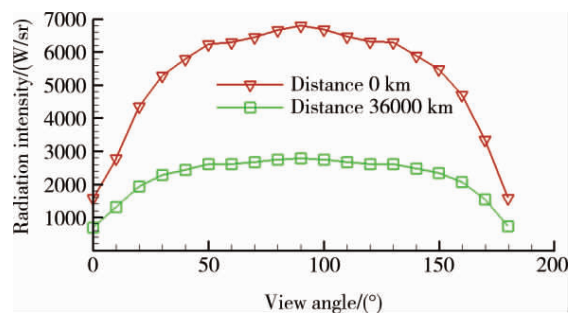
图 12 零距离及卫星观测喷焰 2.7~3.2 μm 红外辐射强度Fig. 12 Radiation intensity in 2.7~3.2 μm observed at different distances

图 13 与图 14 给出了喷焰在经过不同距离大气衰减后的红外光谱辐射亮度, 与图 8 中 10 km 高度的辐射亮度对比, 可以看出大气层对喷焰的红外辐射衰减与大气透过亮度有关, 地面观测结果在 2.0~2.5, 2.7, 3.5, 4.3, 8.2 μm 波段附近有较强的辐射率; 而卫星观测结果显示 2.7 μm 与 4.3 μm 波段附近辐射亮度突出, 因此这两个波段可以作为卫星红外探测波段。

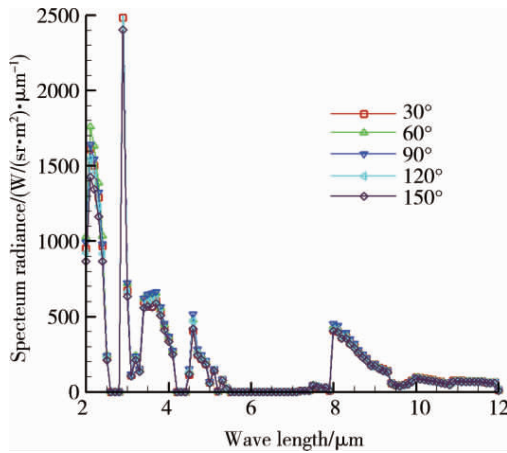


图 13 地面观测 10 km 高度光谱辐射亮度

Fig. 13 Spectral radiance at 10 km altitude observed from the ground

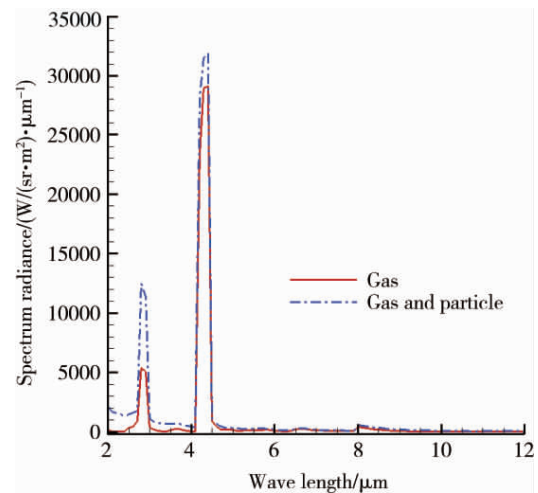


图 15 10 km 高度气相与混合相光谱辐射亮度对比

Fig. 15 Comparison of gas and mixed-phase spectral radiance at 10 km altitude

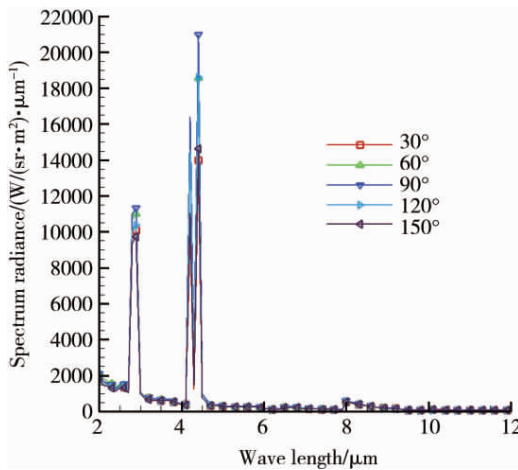


图 14 卫星观测 10 km 高度光谱辐射亮度

Fig. 14 Spectral radiance intensity at 10 km altitude observed from the satellite

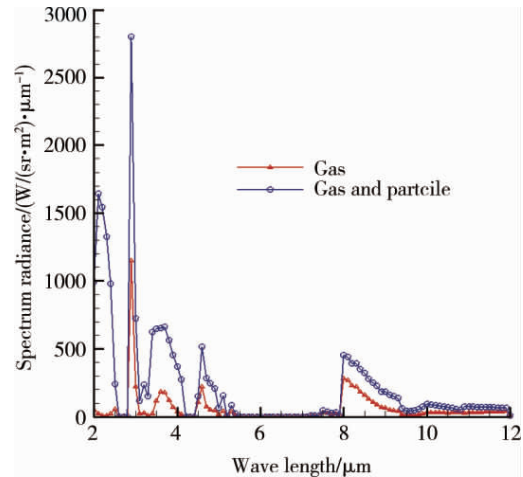


图 16 地面观测 10 km 高度气相与混合相光谱辐射强度对比

Fig. 16 Comparison of gas and mixed-phase spectral radiance at 10 km altitude observed from the ground

2.5 固体颗粒对总辐射率的影响

颗粒相对喷焰整体红外辐射的贡献突出, 由维恩位移定律可以知道温度为 2 240 K 左右的 Al_2O_3 粒子, 在 $1.5 \mu\text{m}$ 附近有最大光谱辐射, 并且随着波长的增加而逐渐减少. 图 15 为仅有气体辐射以及气固两相辐射亮度对比, 可以看出 Al_2O_3 粒子对总体辐射的贡献随着波段从 $2 \sim 12 \mu\text{m}$ 的增加而减小, 所占总辐射的比例从 90% 减少到了 10% 左右, 这与文献[16]测量的数据趋势类似. 图 16 为经过地面大气 10 km 衰减后气固混合与纯气相红外光谱辐射亮度随波段的变化.

在计算过程中, 由于喷焰流场提供的固体颗粒的质量流量是固定的, 因此可以通过假设粒子直径的分布, 计算得到不同尺寸粒子的粒子数密度. 图 17 列出了分别含有 3 种不同直径颗粒的喷

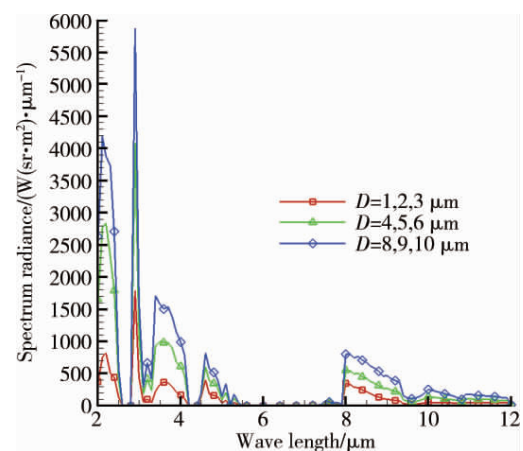


图 17 地面观测 10 km 高度不同固体粒子直径的光谱辐射亮度

Fig. 17 Spectral radiance of different diameters of solid particles at 10 km altitude observed from the ground

焰红外辐射情况,可以看出当粒子直径较大时,粒子对辐射的散射亮度的影响相对较大。

3 结 论

通过以上分析可以得出以下结论:固液混合发动机喷焰的红外辐射特性与流场属性中温度、气固组分比例、飞行高度工况及观测距离和角度等有关。①固液混合发动机喷焰的红外辐射与喷焰流场温度分布、气固组分及粒子尺寸等参数相关,并具有较强的光谱选择性,在 $2.7\ \mu\text{m}$ 和 $4.3\ \mu\text{m}$ 波段附近辐射较强。②大气层对喷焰红外辐射的衰减作用明显,由于传输路径中气体含量的不同,对喷焰辐射的光谱衰减效果不同,在 $2.7\ \mu\text{m}$ 和 $4.3\ \mu\text{m}$ 波段附近辐射都受到了较大衰减。③固体颗粒对喷焰红外总辐射的贡献在近红外波段比远红外波段大,大尺寸粒子比小尺寸粒子对红外辐射散射的影响大。④固液混合发动机在不同高度飞行时氧化剂流率、氧燃比的变化以及外部环境的变化对喷焰红外辐射有较大影响,与发动机具体工况有关。

参考文献:

- [1] 宋志兵. 固液混合发动机工作过程研究[D]. 长沙:国防科学技术大学研究生院,2008.
SONG Zhibing. Theoretical and experimental research on the internal operation process of hybrid rocket engine[D]. Changsha: Graduate School of National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [2] Surzhikov S T. Direct simulation monte-carlo algorithms for the rocket exhaust plumes emissivity prediction[R]. AIAA 2002-0795, 2002.
- [3] Devir A, Lessin A, Lev M, et al. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket motor plume[C]// 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2001: 1-11.
- [4] Devir A, Lessin A, Lev M, et al. Comparison of calculated and measured radiation from a rocket motor plume[R]. AIAA 2001-0358, 2001.
- [5] Simmons F S. Rocket exhaust plume phenomenology[M]. California: The Aerospace Press, 2000.
- [6] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of infrared radiation from combustion[R]. NASA SP-3080, 1973.
- [7] 樊士伟, 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 Shiwei, ZHANG Xiaoying, ZHU Dingqiang, et al. Calculation of the infrared characteristics of the solid rocket plume with FVM method[J]. Journal of Astronautics, 2005, 26(6): 793-797. (in Chinese)
- [8] 王福恒. 高速飞行体尾喷焰辐射特性研究进展[J]. 力学进展, 1991, 21(1): 39-51.
WANG Fuheng. The research development of the radiation characteristic for plume of a vehicle[J]. Advances in Mechanics, 1991, 21(1): 39-52. (in Chinese)
- [9] 张小英. 火箭发动机羽流红外特性的数值计算[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
ZHANG Xiaoying. Numerical simulation of infrared characteristics of rocket plume[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [10] 田辉, 蔡国飙, 王慧玉, 等. 固液混合火箭发动机燃烧室和喷管流动数值模拟[J]. 宇航学报, 2006, 27(2): 281-285.
TIAN Hui, CAI Guobiao, WANG Huiyu, et al. Numerical simulation of combustion chamber and nozzle flow in classical hybrid rocket motors[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2): 281-285. (in Chinese)
- [11] Anfimov N A, Karabadjak G F, Khmelinin B A, et al. Analysis of mechanisms and nature of radiation from aluminum oxide in different phase states in solid rocket exhaust plumes[R]. AIAA 93-2818, 1993.
- [12] 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.
- [13] 张小英, 朱定强, 蔡国飙. 固体火箭羽流中 Al_2O_3 粒子的辐射特性[J]. 固体火箭技术, 2006, 29(4): 247-250.
ZHANG Xiaoying, ZHU Dingqiang, CAI Guobiao. Radiation characteristics of Al_2O_3 particles in solid rocket plume[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2006, 29(4): 247-250. (in Chinese)
- [14] Plastinin Y A, Sipatchev H P, Karabadjhak G F, et al. Influence of alumina particles' phase transition on its radiation in the middle infrared and ultraviolet regions of spectrum[R]. AIAA 2000-0735, 2000.
- [15] Plastinin Y, Karabadjhak G, Khmelinin B, et al. Ultraviolet, visible and infrared spectra modeling for solid and liquid-fuel rocket exhausts[R]. AIAA 2001-0660, 2001.
- [16] Malitson I H. Refraction and dispersion of synthetic sapphire[J]. Optical Soc. Am., 1962, 52(12): 1377-1379.