

文章编号: 1672-8785(2013)08-0026-05

固液混合火箭发动机尾焰的 红外特性研究

郑才浪 朱定强 乔要宾

(北京航空航天大学宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对固液混合火箭发动机中 Al_2O_3 颗粒运动的影响, 对喷管的内流场和外流场进行了一体化数值仿真, 得到了温度、压力、组分浓度以及粒子浓度等参数的分布。利用以最新的分子光谱数据库 HITRAN 和 HITEMP 为基础编写的逐线积分法计算了气体光谱吸收系数, 采用米氏散射模型计算了固体粒子的辐射特性参数。利用基于有限体积法离散辐射传输方程的模型计算出了尾焰的红外辐射亮度。通过进一步求解, 得到了特定波段的光谱辐射强度。在 $8\sim 14\mu\text{m}$ 波段, 利用红外热像仪进行了试验, 并将试验结果与数值计算结果进行了比较。结果表明, 该计算模型和方法能较好地模拟固液混合火箭发动机尾焰的红外辐射特性。

关键词: 固液混合火箭发动机; 尾焰; 流场; 有限体积法; 红外辐射强度

中图分类号: V434.14 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2013.05.006

Study of Infrared Radiation Characteristics of Hybrid Rocket Engine Exhaust Plume

ZHENG Cai-lang, ZHU Ding-qiang, QIAO Yao-bin

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

Abstract: According to the motion of the Al_2O_3 particles in a hybrid rocket engine, the inside and outside flow fields of the engine nozzle are simulated numerically and integrally. The parameters such as temperature, pressure, composition concentration and particle concentration are obtained. The gas spectral absorption coefficient is calculated by a line-by-line integration method based on the latest HITRAN and HITEMP databases. The radiation characteristic parameters of solid particles are calculated by using Mie's theory. The infrared radiation intensity of plume is calculated by using a model based on the discrete radiation transfer equation of the finite volume method. Through further solution, the spectral radiation intensity in particular wavebands are obtained. Finally, practical tests are carried out by using a thermal imager operating in the waveband from $8\mu\text{m}$ to $14\mu\text{m}$ and are compared with the numerical calculation results. The result shows that this calculation model and method can simulate the infrared radiation characteristics of the exhaust plumes from hybrid rocket engines well.

Key words: hybrid rocket engine; exhaust plume; flow-field; finite volume method; infrared radiation intensity

收稿日期: 2013-08-15

作者简介: 郑才浪 (1989-), 男, 江西宜春人, 硕士研究生, 主要从事发动机流场计算, 目标红外特性仿真。

E-mail: zhengcailang@163.com

0 引言

随着近年来军用航天技术的发展,对目标红外辐射特性的研究在军事领域中已显得越来越重要。固液混合火箭发动机在探空火箭、小型运载火箭、靶标与导弹、亚轨道飞行器以及载人飞船、助推器以及姿轨控系统中的应用前景非常广泛^[1]。因此对固液混合火箭发动机尾焰的红外特性研究十分必要。国内外学者已采用多种数值模拟方法对火箭、导弹、飞机、推进器等发动机尾焰的红外辐射特性进行了计算。常用的方法有区域法、扩散近似法、热流法、离散传递法、球形谐波法等经典求解方法,以及近些年发展起来的离散坐标法、有限体积法和蒙特卡洛法等^[2-6]。

目前有关固液混合火箭发动机尾焰的红外特性的研究相对来说还比较少。为了全面掌握其红外特性,本文按照求解流场、计算辐射特性参数、离散辐射传输方程的顺序,较为完整地建立了用于计算固液混合火箭发动机尾焰红外特性的模型。

在固液混合火箭发动机的尾焰流场计算中采用了轴对称二维网格,并考虑了 Al_2O_3 颗粒运动的影响。利用最新的分子光谱数据库 HITRAN 和 HITEMP 编写了逐线积分法程序,并计算出了各组分的吸收系数^[7,8]。采用米氏散射模型计算了固体粒子的辐射特性参数。通过用 FLUENT 软件进行流场仿真,得到了尾焰流场温度、压力、吸收性组分以及粒子浓度分布数据。利用有限体积法求解辐射传输方程,计算出了固液混合火箭发动机尾焰的红外特性,并且将其与红外热像仪的试验结果进行了比较。结果表明,该计算模型和方法能较好地模拟固液混合火箭发动机尾焰的红外辐射特性。

1 物理模型

1.1 多组分控制方程

由朱定强等的研究^[9]可知,在忽略彻体力、热辐射并认为喷管为绝热体系的前提条件下,二维轴对称、非定常、可压、非化学平衡、

湍流流动的雷诺平均 N-S 方程及组分扩散方程为

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial E_\nu}{\partial x} + \frac{\partial F_\nu}{\partial y} + H \quad (1)$$

式中的各项表达式如下:

$$Q = [\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_{ns}, \rho u, \rho v, \rho e]^T \quad (2)$$

$$E = [\rho_1 u, \rho_2 u, \dots, \rho_{ns} u, \rho u^2 + p, \rho uv, (\rho e + p)u]^T \quad (3)$$

$$F = [\rho_1 v, \rho_2 v, \dots, \rho_{ns} v, \rho uv, \rho v^2 + p, (\rho e + p)v]^T \quad (4)$$

$$E_\nu = [0, 0, \dots, 0, \mu(\frac{4}{3}\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\frac{\partial v}{\partial y}), \mu(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}), \mu\nu(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}) + \mu u(\frac{4}{3}\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\frac{\partial v}{\partial y}) + k\frac{\partial T}{\partial x}]^T \quad (5)$$

$$F_\nu = [0, 0, \dots, 0, \mu(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}), \mu(\frac{4}{3}\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\frac{\partial u}{\partial x}), \mu\nu(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}) + \mu v(\frac{4}{3}\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3}\frac{\partial u}{\partial x}) + k\frac{\partial T}{\partial x}]^T \quad (6)$$

$$H = [0, 0, \dots, 0, -\frac{2}{3}\frac{\partial(uv)}{\partial x}, p - \mu\frac{4}{3}\frac{\partial v}{\partial y} + \frac{2}{3}\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\nu\frac{\partial u}{\partial y}, -\frac{2}{3}\frac{\partial(\mu uv)}{\partial x} - \frac{2}{3}\frac{\partial(uv\nu)}{\partial x}]^T \quad (7)$$

式中, x 、 y 、 t 、 ρ 、 u 、 v 、 e 、 p 、 μ 、 k 、 T 、 ω_i 分别表示轴向坐标、径向坐标、时间、密度、轴向速度、径向速度、总能量、压力、粘性系数、导热系数和温度。

1.2 有限体积法形式的辐射传输方程

在忽略散射的条件下,通过用高斯公式以及空间差分法对辐射传输进行处理,可得到有限体积法形式的辐射传输方程^[15,16]:

$$\alpha_P^l I_P^l = \sum_{k=E,W,S,N,R,F} \alpha_k^l I_{k,j}^l + b^l \quad (15)$$

式中,

$$\alpha_k^l = \max[-A_k D_k^l, 0] \quad (16)$$

$$\alpha_p^l = \sum_{k=1}^6 \max[A_k D_k^l, 0] + (k_{a\lambda} + k_{s\lambda}) V_p \Omega^l \quad (17)$$

$$b^l = (k_{a\lambda} I_{b\lambda}(s) + \frac{k_{s\lambda}}{4\pi} \phi_k(\Omega^m, \Omega^l) \Omega^m) V_p \Omega^l \quad (18)$$

$$\Omega^l = \int_{\varphi^{l-}}^{\varphi^{l+}} \int_{\theta^{l-}}^{\theta^{l+}} \sin \theta d\theta d\varphi \quad (19)$$

$$\Phi_k(\Omega', \Omega) = \frac{\int_{\Omega^m} \int_{\Omega^l} \phi(\Omega^m, \Omega^l) d\Omega^l d\Omega^m}{\Omega^l \Omega^m} \quad (20)$$

式中, $k_{a\lambda}$ 为光谱吸收系数, $k_{s\lambda}$ 为光谱散射系数, $k_{k\lambda}$ 为气体与粒子的光谱吸收系数之和。 A_k 是控制体各个表面的面积, D_k^l 是方向权值, $I_{b\lambda(s)}$ 是气体组分在 s 处的黑体辐射强度, V_p 是控制体体积, Ω^m 、 Ω^l 分别是空间方向离散的第 m 和 l 个立体角。

1.3 红外热像仪

热像仪主要用于测量目标和背景的辐射温度分布。在热像仪获得的目标辐射温度分布的基础上, 经过适当处理, 可以得到被视为点目标的辐射强度^[17]。

假设令热像仪的水平视场角为 $2\omega_{\parallel}$ (m rad)、垂直视场角为 $2\omega_{\perp}$ (m rad), 测量时的目标距离为 R (km), 目标姿态角为 (θ, ϕ) 。假定热像仪的输出目标辐射强度分布图像经数字图像处理器量化成为水平 $N_{\parallel}$ 个和垂直 $N_{\perp}$ 个, 那么在数字图像中, 每个像素对应的视场角为

$$\theta_{\parallel} = \frac{2\omega_{\parallel}}{N_{\parallel}}, \quad \theta_{\perp} = \frac{2\omega_{\perp}}{N_{\perp}} \quad (21)$$

式中, $\theta_{\parallel}$ 、 $\theta_{\perp}$ 为每个像素所对应的水平与垂直视场角 (m rad)。每个像素对应的目标投影面积 dA 为

$$dA = dx dy = R^2 \theta_{\parallel} \theta_{\perp} \quad (22)$$

假定目标辐射温度分布经图像处理器处理后, 得到辐射温度为 T_i 的目标像素数目为 n_i 。利用黑体辐射公式, 可以得到温度为 T_i 、有效辐射面积为 dA_i 的辐射强度 ΔI_i :

$$\Delta I_i = L_{\Delta\lambda}(T_i) dA_i = n_i R^2 \theta_{\parallel} \theta_{\perp} L_{\Delta\lambda}(T_i) \quad (23)$$

通过对目标辐射温度分布范围 (也即投影面积) 进行积分, 可得到目标辐射强度 $I_{\Delta\lambda}$:

$$I_{\Delta\lambda} = \sum \Delta I_i = R^2 \theta_{\parallel} \theta_{\perp} \sum n_i L_{\Delta\lambda}(T_i) \quad (24)$$

式中, $I_{\Delta\lambda}$ 是测量方向 (θ, ϕ) 上目标在波段 $\Delta\lambda(\lambda_1 \sim \lambda_2)$ 中的辐射强度 (W/sr); R 是目标距

离 (km); $\theta_{\parallel}$ 、 $\theta_{\perp}$ 分别为热像仪图像处理时每个像素所对应的水平与垂直视场角 (m rad); n_i 为热像仪输出图像中辐射温度为 T_i 的像素数目; $L_{\Delta\lambda}(T_i)$ 是温度为 T_i 的黑体在波段 $\Delta\lambda(\lambda_1 \sim \lambda_2)$ 中的辐射亮度, 单位为 W/(sr·m²)。其中 $L_{\Delta\lambda}(T_i)$ 为

$$L_{\Delta\lambda}(T_i) = \int_{\lambda_2}^{\lambda_1} L_{b\lambda}(T_i) d\lambda \quad (25)$$

式中, $L_{\Delta\lambda}(T_i)$ 是黑体的光谱辐射亮度, 单位为 W/(sr·m²·μm)。 $L_{\Delta\lambda}(T_i)$ 可用下式进行计算:

$$L_{\Delta\lambda}(T_i) = \frac{1.1910 \times 10^8}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{14388}{\lambda T}} - 1} \quad (26)$$

2 尾焰流场计算结果及分析

为了能与试验结果进行比较, 将固液混合火箭发动机模拟工况定为地面工况。推进剂为液氧 (LOX)/端羟基聚丁二烯 (HTPB)。燃烧室头部工作压力为 ≈ 2 MPa。热力计算得到的平衡组分的质量分数见表 1。

表 1 平衡组分

CO	CO ₂	H ₂	H ₂ O
0.2930	0.1477	0.0258	0.3231
CO ₂	H	OH	
0.1477	0.00006	0.00003	

采用结构化计算网格, 对喷管内沿壁面以及喷管出口部分区域进行了局部加密。

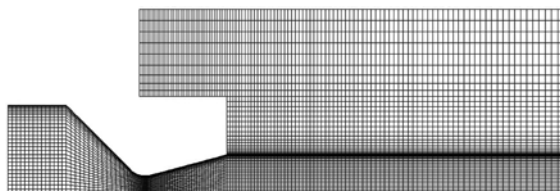


图 1 网格划分

计算所得轴线的温度变化如图 2 所示。图中的坐标原点定义为发动机喷管出口平面与喷管对称轴的交点。图 2 反映出了尾焰的马赫波系的位置和温度变化趋势。

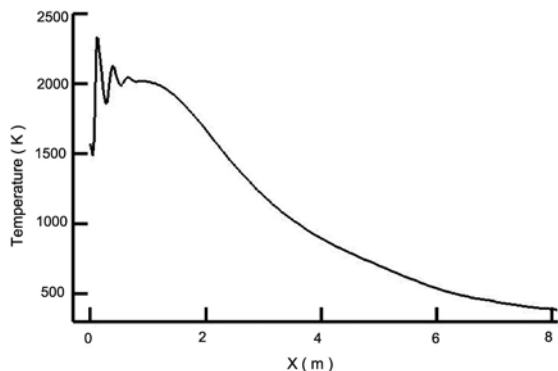


图2 轴线的温度图

尾焰流场的压力分布如图3所示, 温度分布如图4所示, 主要辐射组分 CO_2 、 H_2O 、 CO 的质量分数分布情况如图5~7所示。由气体动力学知识可知, 气体经喷管收敛段加速在喉部成为超音速流, 在喷管的扩张段形成锥形的膨胀波。图3和图4表明计算结果准确地捕捉到了内流场膨胀波以及尾焰流场中膨胀波相交产生的膨胀波系和新产生的膨胀波系在自由边界反射形成的压缩波, 也就是所谓的马赫波系。由于 CO_2 、 H_2O 、 CO 是固液混合火箭发动机燃气中的主要气体, 可以看到在尾焰核心区其质量分数较大, 各主要组分的等值线分布合理, 符合发动机尾焰的流动规律。图8给出了 Al_2O_3 粒子的分布图, 在喷管收敛段由于壁面的限制作用, 粒子在壁面附近呈聚集状。在扩张段由于惯性力的作用出现了粒子盲区, 并在喉部下游形成粒子聚集带。而在尾焰尾部, 由于粒子受到的湍流作用力大于惯性力, 因此粒子的运动呈随机状, 这与同类文献中的计算结果是一致的。

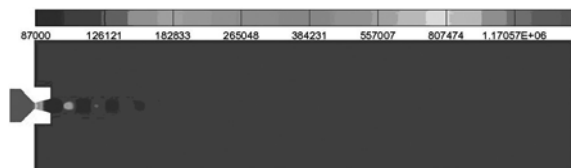


图3 压力云图

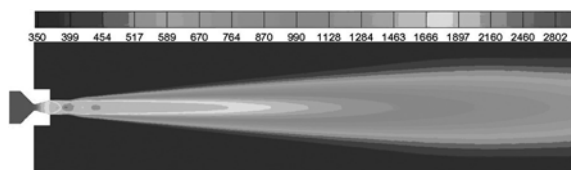


图4 温度云图

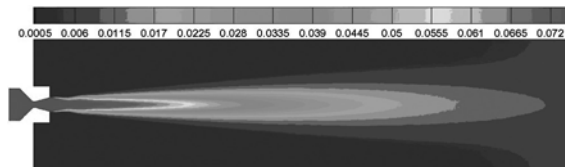
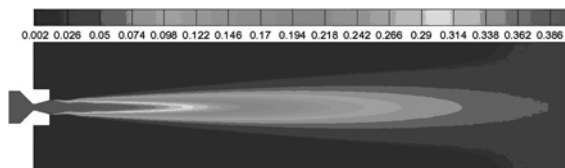
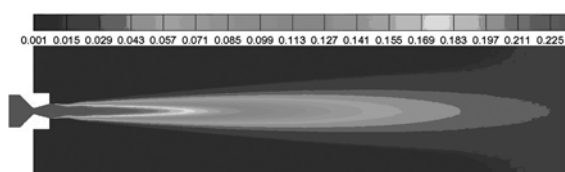
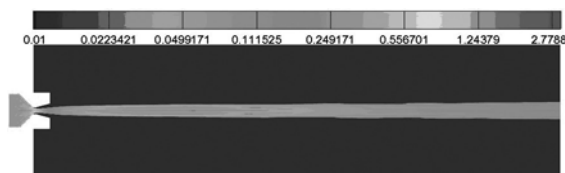
图5 CO_2 摩尔分数云图图6 H_2O 质量分数云图图7 CO 摩尔分数云图

图8 粒子数密度

3 尾焰红外特性计算结果和分析

红外热像仪得到的辐射场如图9所示。从图中可以清晰地看到尾焰的波系结构以及尾焰近场内的辐射亮度变化趋势。

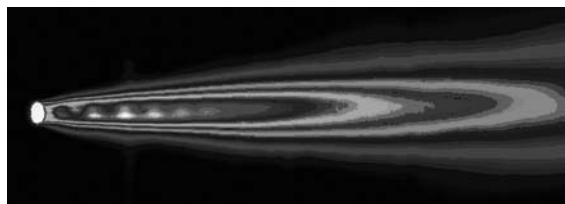


图9 尾焰热像图

图10和图11分别是固液混合火箭发动机尾焰在 $8\sim 14\ \mu\text{m}$ 波段内的红外热图像和通过数值计算得到的辐射亮度云图。可以看出, 试验得到的尾焰中心区的红外辐射亮度值更高, 这可能是由于数值计算未考虑复燃反应的影响, 导致温度场比实际要低。通过比较试验值和计算

值可以发现,在波系结构以及辐射亮度变化趋势上两者是比较一致的。

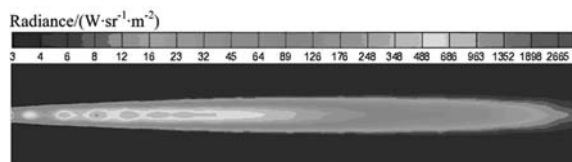


图 10 用红外热像仪得到的 8~14 μm 波段的辐射亮度云图

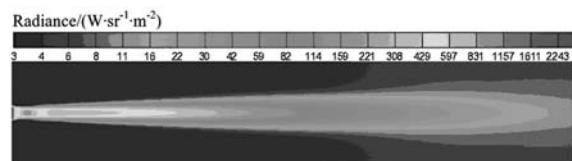


图 11 通过数值计算得到的 8~14 μm 波段的辐射亮度云图

选取发动机稳定工作后的三个红外热试图,经过用红外热像图软件处理后编写的相关积分程序进行计算,得到了观测点接收到的辐射强度值,并与数值计算的结果进行了比较。表 2 给出了观测点接收到的辐射强度值。红外热像仪与喷焰轴线之间的夹角为 51.62° ,程序计算的是夹角为 50° 时的值。可以看到,最大的绝对误差小于 18%,表明通过数值计算得到的红外辐射强度值是可信的。

表 2 试验与数值计算的辐射强度对比

波段/ μm	8~14		
试验值/(W/sr)	367.46	389.19	351.41
计算值/(W/sr)	420.23	449.97	413.56
相对误差/%	14.36	15.61	17.68

固液混合火箭发动机沿不同方向的红外光谱辐射强度在波长 2~5 μm 范围内的变化情况如图 12 所示。可以明显看出,尾焰的红外光谱辐射强度有很强的光谱选择性,波段 2.7~3.0 μm 和 4.2~4.5 μm 的辐射较强。这主要是因为波段 2.7~3.0 μm 包含 CO_2 的第一辐射光带(2.64~2.84 μm)和 H_2O 的第一辐射光带(2.24~3.37 μm),波段 4.2~4.6 μm 包含 CO_2 的第二辐射光带(4.01~4.80 μm)以及 CO 的主要辐射光带(4.6 μm)的缘

故。此波段也是目前大部分工程应用中经常使用的红外工作波段。在 $0\sim 90^\circ$ 范围内,视线方向与尾焰轴线的夹角越大,则计算的视角越大,红外光谱辐射强度就越强。这是尾焰边界表面的投影面积随探测方位角变化的缘故。经比较,本文计算的尾焰红外光谱辐射强度的变化规律与同类文献中的结果一致。

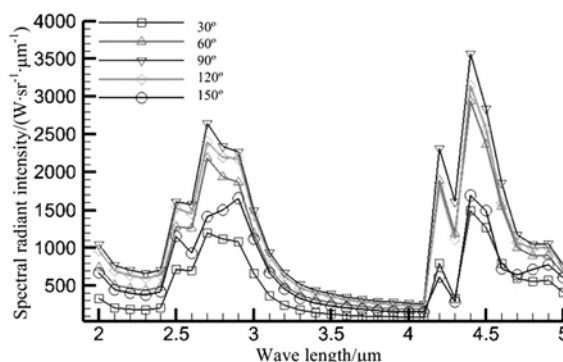


图 12 2~5 μm 波段尾焰的红外光谱辐射强度

图 13 和图 14 给出了 2.7 μm 和 4.3 μm 波段的辐射亮度云图。与尾焰流场的温度、压力、组分分布对比表明,尾焰的红外辐射与其温度、压力、组分分布有关,温度对其影响最大。尾焰辐射主要集中在喷管轴线附近的近场内,这是因为尾焰中心区域燃气的温度非常高,由里向外迅速减小,而且气体辐射与温度呈 4~5 次方关系。同时也说明中心区域的高温燃气为主要辐射源。

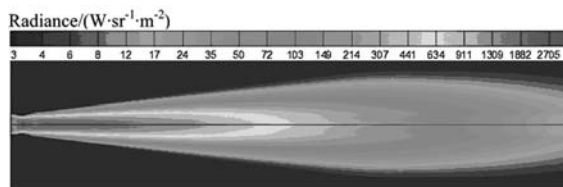


图 13 2.7 μm 波段的辐射亮度云图

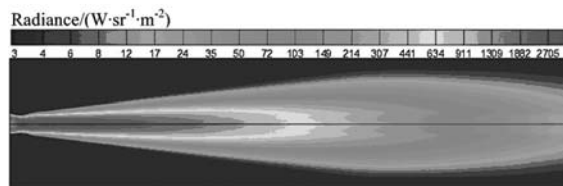


图 14 4.3 μm 波段的辐射亮度云图

(下转第 36 页)