

液体火箭发动机尾喷焰红外辐射特性*

聂万胜, 杨军辉, 何浩波, 丰松江, 庄逢辰

(装备指挥技术学院, 北京 101416)

摘要 对液体火箭尾部喷焰红外辐射特性进行了仿真计算。利用所扩展建立的液体火箭发动机尾喷焰红外辐射组分的谱带参数数据库和尾喷焰流场数值仿真结果对辐射传输方程进行了数值求解, 得到不同观测条件下的光谱辐射亮度。通过与实测数据对比, 表明计算方法可行, 结果合理。

关键词 液体火箭发动机; 尾焰; 红外辐射; 数值仿真

中图分类号: TP393 文献标识码: A

The IR Radiation Characteristic of Exhaust Plume
of the Liquid Rocket Engine

NIE Wan-sheng, YANG Jun-hui, HE Hao-bo, FENG Song-jiang, ZHUANG Feng-chen

(The Academy of Equipment Command and Technology, Beijing 101416, China)

Abstract The IR radiation characteristic of exhaust plume of the liquid rocket is numerically calculated. Based on the established HITRAN database and the numerical simulation results of the exhaust plume field, the radiation transmission equation is numerically solved. The absorption and radiation of the atmosphere are considered. The calculation results indicate that the transmission conditions, height and angle, exert important influence on the distribution of spectrum intensity. The spectral irradiances achieved by solving the RTE are compared with the test data, which show that the calculation method is feasible and the solution is proper.

Key words liquid rocket engine; exhaust plume; infrared radiation; numerical simulation

火箭导弹尾部喷焰的辐射特性对于预警卫星以及反导技术等的发展具有十分重要的价值。文献 [1~3] 是国内外典型的一些研究工作。由于测量尾喷焰辐射特性非常困难, 尾喷焰辐射研究以计算研究为主, 试验测量结果作为校核手段。文献 [4] 计算了液体火箭尾焰流场及其组分的分子辐射谱线数据库, 本文在此基础上进行尾喷焰红外辐射的数值计算。

1 气体辐射传输方程

设有光谱辐射亮度为 L_v (下标为 v 波数) 的辐射线在气体中沿 S 方向经过 ds 的距离后辐射亮度为 $L_v + dL_v$, 增量 dL_v 由衰减量和增加量两部分组成:

$$dL_v = dL_{v1} + dL_{v2} \quad (1)$$

其中衰减量 dL_{v1} 是由气体的吸收和散射损失引起的, 且

$$dL_{v1} = -k_v L_v N ds \quad (2)$$

$$k_v = k_a + k_s \quad (3)$$

式中 k_v 为总衰减系数; k_a 为由吸收引起的衰减系数, 也称吸收系数; k_s 为由散射引起的衰减系数; N 为衰减介质的分子数密度。

而增加量 dL_{v2} 是由该气体微团的自身发射 $dL_{v,e}$ 及由别的微团散射或辐射再次散射在传输方向 S 的分量 $dL_{v,s}$ 两部分组成, 即

* 收稿日期 2005 - 05 - 19

基金项目: 总装备部试验技术项目(2001SY41002), 武器装备基金项目(51421050404KG0216)

作者简介: 聂万胜(1969—), 男, 教授, 博士。

$$dL_{v,2} = dL_{v,e} + dL_{v,s} \quad (4)$$

在具有自身辐射性的介质中,对辐射具有各向同性的一个介质微团,增量 $dL_{v,e}$ 为^[3]

$$dL_{v,e} = k_{\alpha} L_v^0 N ds \quad (5)$$

式中 L_v^0 为由 Planck 函数决定的黑体光谱辐射亮度。在具有散射性的介质中,由散射引起的辐射传输方向上的增量为

$$dL_{v,s} = S_v N L_v ds = k_{v,s} L_v ds \quad (6)$$

其中 S_v 是比例系数,称为粒子的平均散射截面, $k_{v,s}$ 是散射系数。为了描述被散射的辐射能的空间分布,引入相函数 $p(\cos\theta)$, 则从 (θ', φ') 方向来的入射光在 (θ, φ) 方向的散射功率为

$$k_{v,s} L_v(\theta', \varphi') p(\theta', \varphi'; \theta, \varphi) \frac{d\omega'}{4\pi} d\omega ds \quad (7)$$

把上式对空间积分,可得所有其它方向的入射辐射在所研究方向的总散射

$$dL_{v,s} = \frac{k_{v,s}}{4\pi} \int_{\omega=4\pi} L_v(\theta', \varphi') p(\theta', \varphi'; \theta, \varphi) d\omega ds \quad (8)$$

$$\frac{dL_v}{dt} = L_v - \frac{k_{\alpha}}{k_v} L_v^0 - \frac{k_s}{k_v} \frac{1}{4\pi} \int_{\omega=4\pi} L_v(\theta', \varphi') p(\theta', \varphi'; \theta, \varphi) d\omega \quad (9)$$

上式一般情况下很难求解。在火箭发动机的高温尾喷焰中,同时存在着散射、吸收及自身发射,但在燃烧较完全的情况下,液体火箭尾喷焰中由散射引起的衰减系数 k_s 远小于由吸收引起的衰减系数 k_a , 散射量与吸收量相比很小。因而在研究辐射在尾喷焰内的传输时,可以忽略散射的影响。由此,对上式进行适当的变换并积分后得

$$L_v(v, s) = - \int_{-\infty}^s L_v^0(v, s') \frac{\partial}{\partial s'} \tau(v, s', s) ds' \quad (10)$$

这里 τ 为辐射的透过率。尾喷焰在 s 点处单位面积上通过的辐射功率 H_s 可表示为

$$H_s = - \int_{\theta_i}^{\theta_f} \int_{\varphi_i}^{\varphi_f} \int_{v_i}^{v_f} \int_0^s L_v^0(v, s) \frac{\partial \tau}{\partial s} ds dv \cos\theta d\omega \quad (11)$$

$$d\omega = \sin\theta d\theta d\varphi$$

式(11)就是略去散射源项的高温燃气的辐射传输方程,积分限 $V_i - V_f$ 为波数范围, $\theta_i - \theta_f$ 为射线与 s 点处微面积的法线所夹的高低角的范围, $\phi_i - \phi_f$ 为射线的方位角范围。

2 尾喷焰红外辐射透过率的计算

式(11)难以直接积分,将(11)式写成如下的有限增量形式来数值求解:

$$H_s = \sum_{\theta_i}^{\theta_f} \sum_{\varphi_i}^{\varphi_f} \sum_{v_i}^{v_f} \sum_0^s L_v^0(v, s) [\bar{\tau}(v, s) - \bar{\tau}(v, s - \Delta s)] \cos\theta \sin\theta \Delta\theta \Delta\varphi \Delta v \quad (12)$$

式中 τ 采用 SLG^[1]模型计算。需要用到气体的谱带模型参数 \bar{k} 、 $1/\bar{d}$ 和 $\bar{\gamma}^{[1]}$ 。

3 尾喷焰红外辐射计算结果与分析

数值计算选取的是尾喷焰流场的对称面,计算区域长 4.8m,宽 0.48m,网格数 160×160 。观测点与计算域的关系由高度 H 与角度 α 确定,如图 1 所示。计算时的波数步长为 5cm^{-1} ,波数范围为 $2000\text{cm}^{-1} \sim 6000\text{cm}^{-1}$ 。计算区域的温度、压力、组分计算方法参见文献[4],这里考虑的燃烧产物只有 H_2O 和 CO_2 两种组分,计算过程考虑了大气中的 N_2 、 O_2 和火箭尾喷焰中 H_2O 、 CO_2 碰撞造成的谱线增宽效应。

从计算结果(图 2~4)可以看出,尾焰产生的辐射有两个很强的辐射带,一个在波长 $\lambda = 2.7\mu\text{m}$,另一个在 $\lambda = 4.3\mu\text{m}$,与实验结果一致,说明该方法是有效的。图 4 说明 $\lambda = 4.3\mu\text{m}$ 附近 CO_2 的红外辐射比 $\lambda = 2.7\mu\text{m}$ 附近 H_2O 的辐射强的多,正好处在 $3 \sim 5\mu\text{m}$ 大气窗口,这也正是目前大多数导弹红外制导系统的工作波段。图 2 和图 3 显示了观测点与尾焰轴向成不同角度的光谱图,从中可看出光谱辐射亮度的极

大值出现在 CO_2 与 H_2O 辐射迭加的 $2.7\mu\text{m}$ 辐射带, 光谱分布和强度随观测点与尾焰轴向夹角不同而改变。

目前还没有液体火箭的实测光谱图, 图 6 是文献 [3] 中给出的飞机喷气发动机喷气流红外辐射的近域实测光谱图, 图中的光谱辐射量是相对值。图 5 是本文计算得到的相应的光谱图, 给出的是光谱辐射亮度。通过比较可以看出, 近域辐射量的光谱分布计算值与实测值的变化趋势比较接近, 表明本文的计算方法有效, 结果可信。

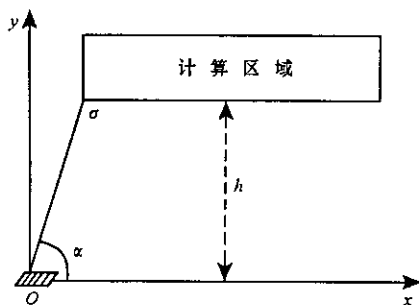


图 1 观测点与计算区域的位置关系

Fig.1 Ubtiety between observation point and calculation region

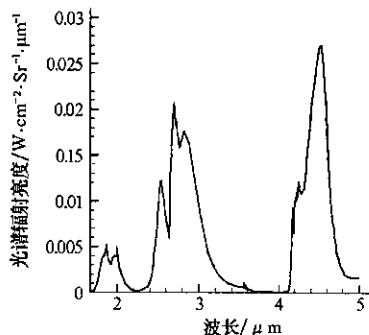


图 2 $H = 5\text{m}$, $\alpha = 45^\circ$ 时的光谱辐射亮度

Fig.2 The spectral radiant intensity and $H = 5\text{m}$, $\alpha = 45^\circ$

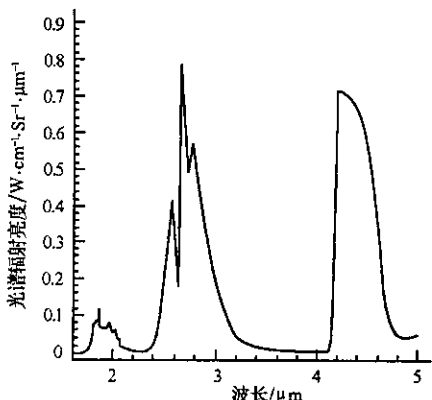


图 3 $H = 5\text{m}$, $\alpha = 135^\circ$ 时 CO_2 和 H_2O 的光谱辐射亮度

Fig.3 The spectral radiant intensity and $H = 5\text{m}$, $\alpha = 135^\circ$

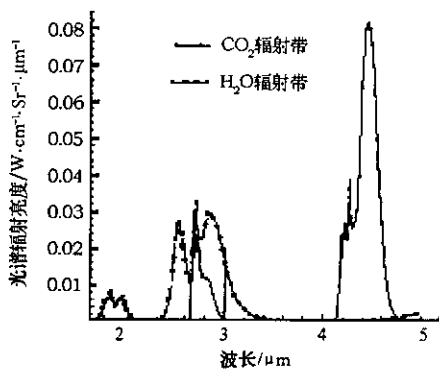


图 4 $H = 500\text{m}$, $\alpha = 90^\circ$ 时 CO_2 和 H_2O 的光谱辐射亮度比较

Fig.4 The spectral radiant intensity comparison of CO_2 and H_2O at $H = 500\text{m}$, $\alpha = 90^\circ$

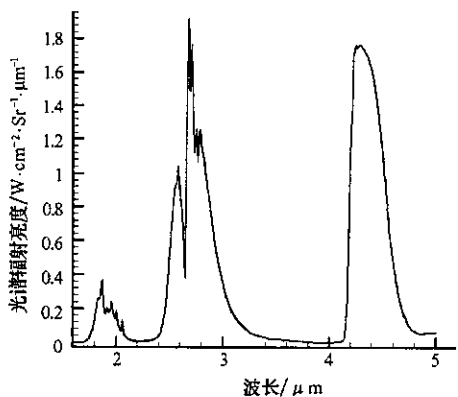


图 5 近域计算光谱图

Fig.5 Distribution of spectrum in near-zone

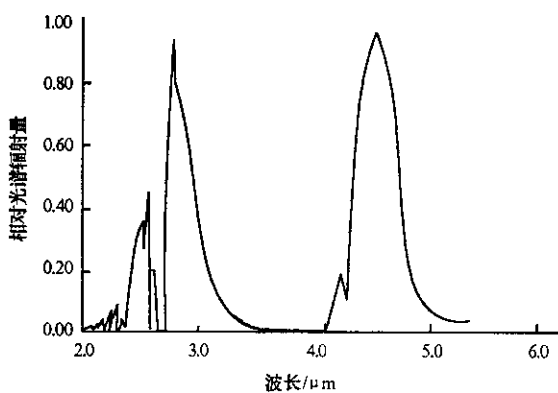


图 6 近域实测相对光谱图^[3]

Fig.6 Distribution of spectrum in near-zone by real-testing relatively

4 结 论

求解了液体火箭尾焰辐射在吸收、散射及自身辐射性介质中传输的简化微积分方程,主要考虑高温气体分子的红外辐射,略去散射在所研究方向引起的辐射增量,计算结果与实测值的比较说明方法是可行的。

参 考 文 献:

- [1] Ludwig C B. Handbook of infrared radiation from combustion gases[R]. NASA SP-3080,1973.
- [2] Ludwig C B, Malkmus W, Walker J, et al. A Theoretical model for absorbing, emitting, and scattering plume radiation. Hortn T H(Ed). Spacecraft Radiative Transfer and Temperature Control[C]. New York: AIAA Progress Series in Astronautics and Aeronautics, 1982. 83:111-127.
- [3] 徐南荣. 喷气流红外辐射场的数值计算[J]. 航空动力学报, 1995, 16(6):647-653.
- [4] 聂万胜, 杨军辉, 何浩波, 庄逢辰. 液体火箭发动机尾焰流场及其燃烧组分的谱带模型参数计算[A]. 装备指挥技术学院学术交流会论文集[C]. 北京: 军事科学出版社, 2005.

(上接第 29 页)

参 考 文 献:

- [1] 李枝清, 梁阿磊, 彭路. 高速路由器设计方案研究[J]. 计算机工程, 2001, 27(8):94-96.
- [2] 林闯, 周文江, 李寅, 等. 基于 Intel 网络处理器的路由器队列管理: 设计、实现与分析[J]. 计算机学报, 2003, 26(9):1069-1077.
- [3] Villamizar C, Song C. High Performance TCP in ANSNET[J]. ACM Computer Communications Review, 1994, 24(5):45-60.
- [4] Appenzeller G, Keslassy I. Sizing Router Buffers[A]. SIGCOMM '04[C], 2004.
- [5] 胡晓峰, 孙志刚, 苏金树, 等. 高速路由器并行交换技术研究[J]. 计算机研究与发展, 2004, 41(1):60-64.

(上接第 66 页)

- [2] Sfakiotakis M, Lane D M, Davies J B C. Review of Fish Swimming Modes for Aquatic Locomotion[J]. IEEE J of Oceanic Engineering, 1999, 24(2):237-252.
- [3] 王光明, 胡天江, 等. 长背鳍波动推进游动研究[J]. 机械工程学报, 2005(10).
- [4] Consi T R, Seifert P A, Triantafyllou M S, et al. The Dorsal Fin Engine of the seahorse(Hippocampus sp.)[J]. Journal of Morphology, 2001, 248:80-97.
- [5] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理 B 样条(CAGD&NURBS) [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1994:22-25.
- [6] 孙世贤, 黄圳圭, 等. 理论力学教程 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997:99-102.
- [7] Hu T J, Li F, Wang G M, et al. Morphological Measurement and Analysis of Gymnarchus Niloticus[J]. Journal of Bionics Engineering, 2005, 2(1):25-31.
- [8] 胡天江, 李非, 沈林成. “尼罗河魔鬼”长背鳍波动包络线的提取算法[J]. 国防科技大学学报, 2005, 27(6).

