

火箭尾喷焰辐射远程探测信号 随飞行参数的变化规律

尹雪梅, 闫立强, 吴学红, 龚毅, 吕彦力

(郑州轻工业学院 机电工程学院, 河南 郑州 450002)

摘要:建立了火箭尾喷焰辐射远程探测宽带 k 分布计算模型, 对不同飞行状态下尾喷焰远程探测信号的变化情况进行了考察, 并对尾喷焰辐射信号的相对数值进行了分析比较. 结果表明: 在 $8.0 \sim 11.5 \mu\text{m}$ 和 $10.0 \sim 13.4 \mu\text{m}$ 谱带内, 远程探测积分辐射强度随喷口燃气温度的增大而增大, 随海拔高度的上升而减小; 自身和探测积分辐射强度的比值都随喷口燃气温度的增大而增大, 随非计算度的增大而减小.

关键词:火箭尾喷焰; 远程探测信号; 飞行参数; 宽带 k 分布计算模型

中图分类号: TK124

文献标志码: A

DOI: 10.3969/j.issn.2095-476X.2012.05.015

The change law of remote sensing signal of rocket exhaust plume radiation with the variation of aviatic parameters

YIN Xue-mei, YAN Li-qiang, WU Xue-hong, GONG Yi, LV Yan-li

(College of Mech. and Electr. Eng., Zhengzhou Univ. of Light Ind., Zhengzhou 450002, China)

Abstract: A wide band k -distribution model was established to calculate the remote sensing signal of rocket exhaust plume, the change law of remote sensing signal with variation of aviatic parameters was investigated, and the ratios of rocket exhaust plume's radiation signal were analyzed and compared. The results showed that between the $8.0 \sim 11.5 \mu\text{m}$ and $10.0 \sim 13.4 \mu\text{m}$, the sensing integral radiation intensities increased with the increase of the nozzle exit temperature, Mach number and ratio of pressure and decreased with the altitude's increase. The own and sensing integral radiation intensities increased with the nozzle exit temperature, Mach number and altitude and decreased with the ratio's increase.

Key words: rocket exhaust plume; remote sensing signal; aviatic parameter; wide band k -distribution model

0 引言

火箭尾喷焰辐射的远程探测对飞行器的早期预警、拦截、探测、识别、跟踪等具有重要意义. 研究途径主要有理论计算和试验, 理论计算有助于试验结果的分析, 试验则能够对理论模型进行验证和修

正, 2种研究手段相互结合、相互补充. 当前计算大气辐射特性的方法主要有逐线积分模式^[1]、吸收系数分布(k 分布)模式^[2]、带模式^[3]. 其中逐线积分方法最准确, 但需要巨大的计算量和计算时间, 在实际工程中并不实用; 带模式使用和传输路径相关的透过率表示辐射特性, 只能用沿射线方向求解的

收稿日期: 2011-12-23

基金项目: 国家自然科学基金项目(21006099); 郑州市科技创新团队项目(10CXTD151); 郑州轻工业学院博士基金资助项目(2008BSJJ017)

作者简介: 尹雪梅(1979—), 女, 四川省资中县人, 郑州轻工业学院讲师, 博士, 主要研究方向为气体辐射.

辐射传递方程求解法,处理多维问题较困难,对非均质大气需要用C-G近似^[4],可能会引起较大的误差.近些年发展起来的吸收系数分布(k 分布)模式在气体辐射计算中得到了成功应用^[5],但为了保证计算谱带内普朗克函数保持不变,这些模型都是在比较窄的谱带内应用的.

由于辐射传递具有容积效应,所以在辐射传递计算中可对流场结构进行适当简化而不至于引起较大的辐射计算误差^[6].本文结合文献[6]中的计算模型,对液体火箭发动机尾喷焰8.0~11.5 μm 和10.0~13.4 μm 辐射信号的相对数值进行比较分析.

1 计算模型

在辐射传递问题中,在已知介质温度分布的情况下,各波数的辐射传递过程可以单独求解.在小的谱带间隔内,普朗克函数基本不变,则辐射强度和热流只受气体吸收系数影响,而剧烈变化的光谱吸收系数数值在很小波数间隔内多次相同,每次都得到相同的辐射强度和热流. k 分布思想就是将光谱吸收系数按数值大小排列成平滑单调上升的曲线,对相同数值的吸收系数,只需求解一次辐射传递方程,从而减少辐射特性计算量,提高辐射计算速度.因其用吸收系数表示辐射特性,故能与任意辐射传递方程求解方法相容.

谱带的辐射强度

$$I = \sum_{i=1}^N w_i I_{gi}$$

其中, w_i 是Guass积分点对应的权.

假设探测器在无穷远处,则穿过尾喷焰的探测线相互平行.则尾喷焰辐射的积分辐射强度

$$I^* = \sum (I_i + I_{i+1}) \times \Delta x / 2$$

式中, I_i 是第*i*条探测线得到的辐射强度, Δx 是相邻2条探测线间的间距.

2 结果与分析

火箭发动机的参数假定如下.燃气特性参数:气体常数 $R = 352.8 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$,比热比 $\gamma = 1.25$,定压比热 $c_p = 1764 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$,喷口截面半径 $r_c = 0.2 \text{ m}$.尾喷焰周围空气特性参数:温度 $T_a = 288 \text{ K}$,密度 $\rho_a = 1.25 \text{ kg}/\text{m}^3$,定压比热 $c_{pa} = 1008 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$;各气体的摩尔分数分别为 $C_{\text{CO}} = 0.2$, $C_{\text{H}_2\text{O}} = 0.2$, $C_{\text{CO}_2} = 0.1$, $C_{\text{HCl}} = 0.1$, $C_{\text{N}_2} = 0.1$, $C_{\text{H}_2} = 0.3$.碳黑粒子的体积百分比 $f_{\text{vs}} = 1 \times 10^{-6}$,较小的 Al_2O_3 粒子

的体积百分比 $f_{\text{vps}} = 2 \times 10^{-6}$,较大的 Al_2O_3 粒子的体积百分比 $f_{\text{vpl}} = 6.8 \times 10^{-6}$,温度 $T_p = 1600 \text{ K}$.

逐线计算(LBL)是最准确的辐射特性计算模型,由于其巨大的计算量不适合工程应用,一般只作为检验其他辐射特性计算模型的基准解.结合文献[6]中的计算模型,本文将依据宽带 k 分布模型计算得到的火箭尾焰辐射信号同逐线计算结果进行比较,得到宽带 k 分布模型计算液体火箭尾喷焰探测积分辐射强度的相对误差(见表1).

在8.0~11.5 μm 和10.0~13.4 μm 谱带区间,大气吸收较弱,宽带 k 分布模型的误差较小,在火箭尾喷焰远程探测信号的工程计算中可以应用.

表1 宽带 k 分布模型计算液体火箭尾喷焰探测积分辐射强度的相对误差 %

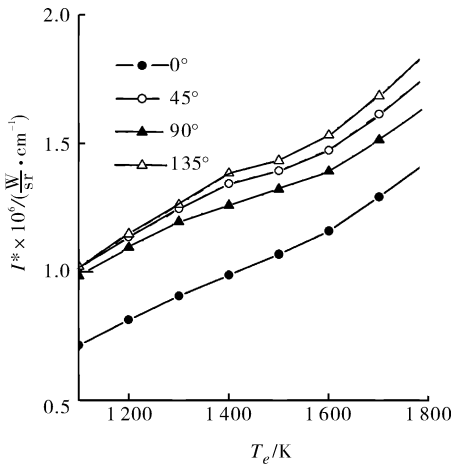
θ	谱带区间/ μm				
	10.0~13.4	8.0~11.5	4.3~5.15	3~5	8~14
0°	11.90	2.96	454.89	89.41	2.71
45°	0.04	5.19	400.22	93.24	16.24
90°	3.27	6.66	385.12	93.79	18.98
135°	1.05	6.24	391.69	93.88	17.73

下面考察火箭尾喷焰辐射远程探测信号随飞行参数的变化规律,主要考察参数为火箭喷口燃气温度 T_e ,喷口燃气马赫数 Ma_e ,非计算度 P_e/P_a 及海拔高度.

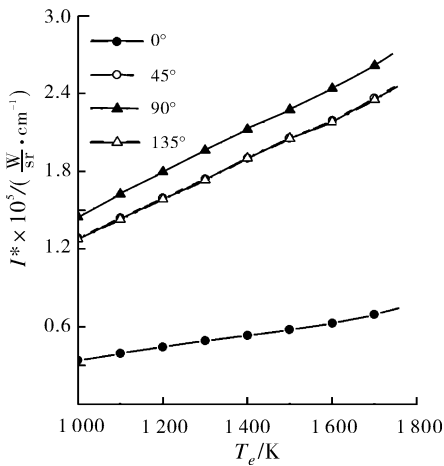
2.1 喷口燃气温度的影响

设 $p_e/p_a = 2$, $p_a = 10^5 \text{ Pa}$, $Ma_e = 3$,大的 Al_2O_3 粒子的温度 $T_p = T_e + 500 \text{ K}$.随着火箭喷口燃气温度 T_e 变化,计算得到的探测积分辐射强度如图1所示.喷口燃气温度升高,火箭尾喷焰温度上升,尾喷焰的辐射增强.在相同的探测区间,经过的行程长度相同,大气的透射率相同,因此,较大的辐射强度经过大气衰减后的辐射强度也较大.从图1可以看出,液体和固体火箭发动机尾喷焰的探测积分辐射强度都随喷口燃气温度的升高而增大.因为大的 Al_2O_3 粒子温度随喷口燃气温度的上升而上升,所以固体火箭发动机尾焰探测积分辐射强度增大的速度也很快.

图2为液体火箭尾喷焰8.0~11.5 μm 和10.0~13.4 μm 辐射信号的相对数值,图中a)是尾焰自身积分辐射强度的比值,b)是经过大气衰减后探测积分辐射强度的比值.随着温度的上升,10.0~13.4 μm 和8.0~11.5 μm 谱带的吸收系数都随温度的升高而增大,10.0~13.4 μm 谱带区间增大速度更



a) 液体火箭尾焰



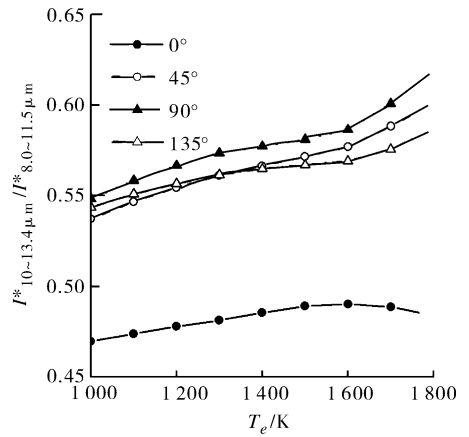
b) 固体火箭尾焰

图1 探测积分辐射强度随喷口温度变化图

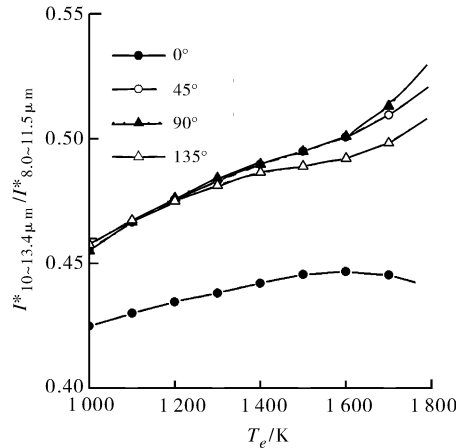
快. 喷口燃气温度上升, 尾焰温度升高, 使得尾焰自身积分辐射强度的比值随着喷口温度的升高而增大, 探测积分辐射强度的比值也随着喷口温度的升高而增大, 其数值比自身积分辐射强度的比值小, 说明 10.0 ~ 13.4 μm 谱带区间大气吸收作用比 8.0 ~ 11.5 μm 谱带区间强.

2.2 喷口燃气马赫数的影响

设 $p_e/p_a = 2, p_a = 10^5 \text{ Pa}, T_e = 1050 \text{ K}$. 图3为尾喷焰探测积分辐射强度随喷口燃气马赫数的变化情况. 可以看出: 液体和固体火箭发动机尾焰的探测积分辐射强度都随喷口燃气马赫数的增大而增大, 液体火箭增大速度快, 与尾喷焰本身的积分辐射强度随喷口燃气马赫数变化的趋势相似, 而固体火箭的变化相对平滑. 喷口燃气马赫数增大, 燃气流速增大, 马赫盘后尾焰温度升高且高温区范围增大, 火箭尾焰辐射增强, 经过相同的大气衰减后, 探



a) 自身积分辐射强度比值



b) 探测积分辐射强度比值

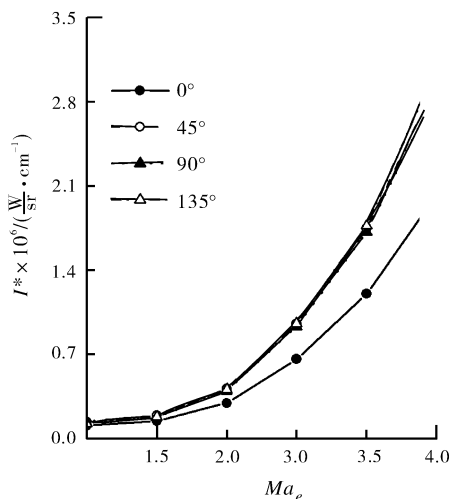
图2 8.0 ~ 11.5 μm 和 10.0 ~ 13.4 μm 积分辐射强度比值随喷口温度变化图

测积分辐射强度增大. 液体火箭和固体火箭相比较而言, 在红外探测谱带区间, 固体火箭发动机尾喷焰的辐射受大的 Al_2O_3 粒子影响大, 而本例中大粒子的温度不变, 所以固体火箭发动机尾喷焰探测辐射信号变化的速度相对较慢.

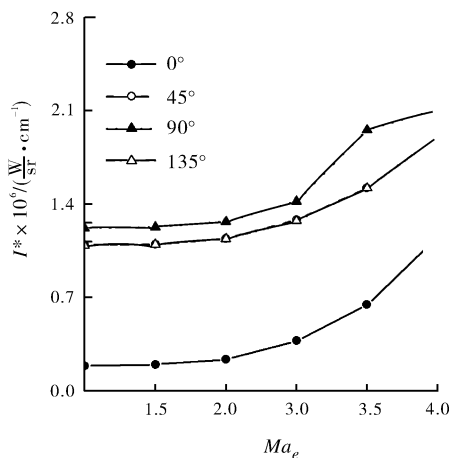
液体火箭尾喷焰 8.0 ~ 11.5 μm 和 10.0 ~ 13.4 μm 积分辐射强度比值随喷口燃气马赫数变化情况如图4所示. 喷口燃气马赫数增大使得马赫盘后的尾喷焰温度迅速升高. 温度升高, 吸收系数增大, 最大普朗克函数对应的谱带区间向短波长方向移动. 10.0 ~ 13.4 μm 谱带区间吸收系数增大速度较快和最大普朗克函数对应的谱带区间向短波长方向移动两方面作用使得尾焰自身积分辐射强度的比值变化不大, 探测积分辐射强度的比值随喷口燃气马赫数的增大而增大.

2.3 非计算度的影响

设 $Ma_e = 3, T_e = 1050 \text{ K}, p_a = 10^5 \text{ Pa}$. 图5为不

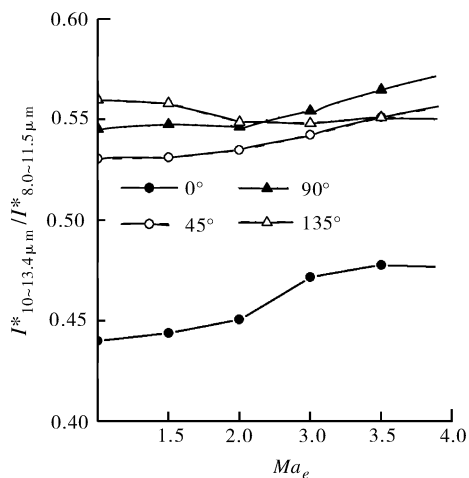


a) 液体火箭尾焰

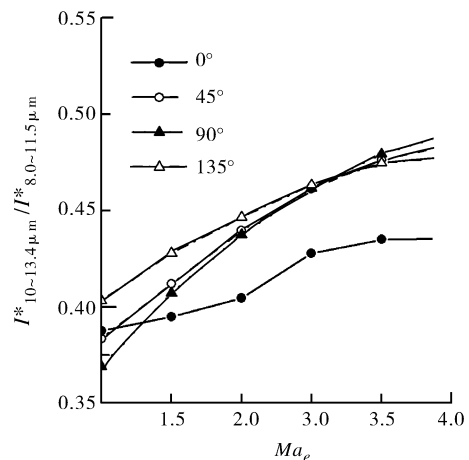


b) 固体火箭尾焰

图3 探测积分辐射强度随喷口燃气马赫数变化图



a) 自身积分辐射强度比值



b) 探测积分辐射强度比值

图4 8.0 ~ 11.5 μm 和 10.0 ~ 13.4 μm 积分辐射强度比值随喷口燃气马赫数变化图

同非计算度时火箭尾喷焰的远程探测积分辐射强度. 非计算度值增大, 燃气膨胀加快, 马赫数后尾焰温度较高且高温区增长, 火箭尾喷焰自身的积分辐射强度增大, 探测积分辐射强度随之增大. 从图5可以看出: 液体火箭发动机尾喷焰的探测积分辐射强度随着非计算度的增大而近似线性增大, 且其斜率较大. 固体火箭发动机尾喷焰的辐射强度在 8.0 ~ 11.5 μm 谱段受尾焰流场计算结果影响较小, 固体火箭发动机尾喷焰的探测积分辐射强度随着非计算度的增大稍有增大.

图6为液体火箭尾喷焰 8.0 ~ 11.5 μm 和 10.0 ~ 13.4 μm 积分辐射强度的比较图, 非计算度值增大, 火箭尾焰气体膨胀加快, 尾焰温度沿轴线方向下降加快. 温度降低, 10.0 ~ 13.4 μm 和 8.0 ~ 11.5 μm 谱带的吸收系数随温度的升高而减小, 10.0 ~

13.4 μm 谱带区间减小速度快. 导致尾焰自身积分辐射强度的比值随着非计算度的增大而减小, 探测积分辐射强度的比值随着非计算度的增大稍有减小, 但减小的速度很慢.

2.4 海拔高度的影响

图7为不同海拔高度时火箭尾喷焰的红外探测积分辐射强度, 计算条件为 $Ma_e = 3, T_e = 1050 \text{ K}, p_e = 2 \times 10^5 \text{ Pa}$. 随着海拔高度的上升, 非计算度 p_e/p_a 值增大很快, 燃气出喷口后快速膨胀使得尾喷焰温度沿轴线方向下降很快, 导致火箭尾喷焰自身积分辐射强度很快减小, 经过大气衰减, 所得的探测积分辐射强度减小. 固体火箭发动机尾喷焰的探测积分辐射强度变化较缓慢.

随着海拔高度上升, 尾焰温度沿轴线方向下降很快. 温度降低, 最大普朗克函数对应的谱带区间

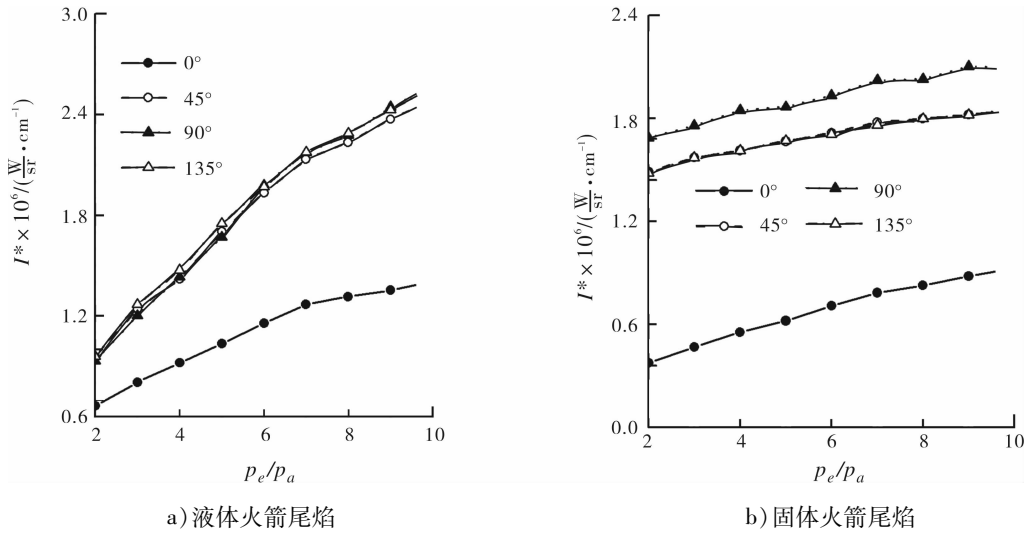


图5 探测积分辐射强度随 p_e/p_a 变化图

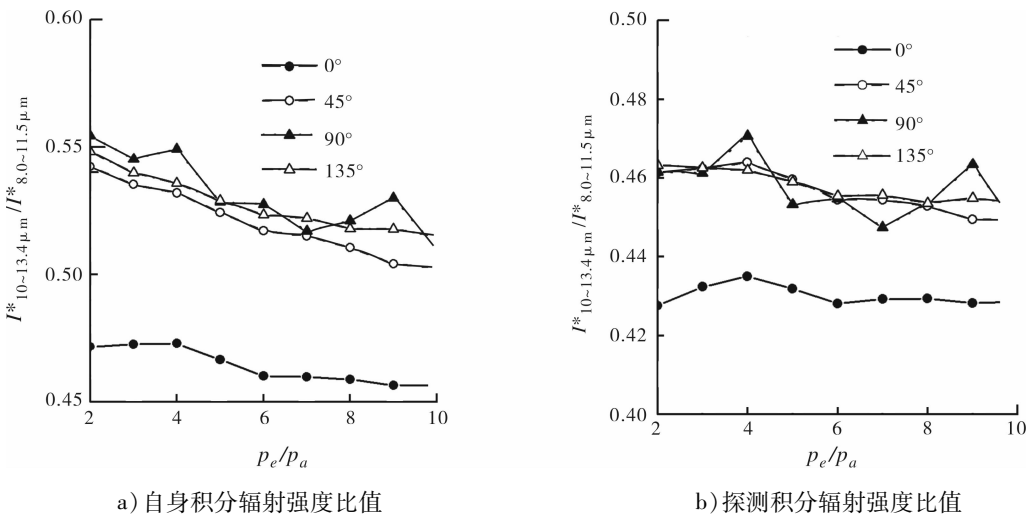


图6 8.0~11.5 μm 和 10.0~13.4 μm 积分辐射强度比值随 p_e/p_a 变化图

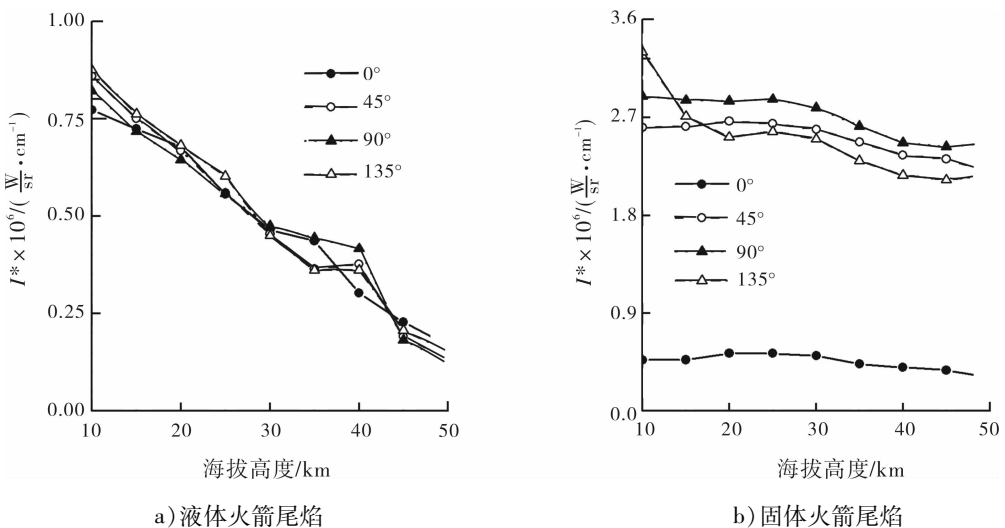


图7 不同海拔高度时探测积分辐射强度图

(下转第77页)

4 结语

本文引入应力因子 $\sigma_{1/n}$ 的概念,探讨了 BB 模型和指数模型的数学缺陷.在此基础上,通过引入新参数 α ,提出了一种 3 参数新模型,即指数-双曲线组合模型,并建议通过试验结果求取新参数 α 的计算方法.

新模型克服了经典的 BB 模型与指数模型的数学缺陷,弥补了指数模型在中应力水平条件下夸大 d_n ,BB 模型在中应力水平条件下 d_n 偏小且向 d_{\max} 逼近速度过慢的不足.此外,通过从数学上严格证明了两者是新模型的 2 个特例,表明了新模型对 BB 模型与指数模型具有一般性.

利用文献[1]对花岗闪长岩的试验结果对新模型进行验证,结果表明新模型模拟效果优于 BB 模型与指数模型,验证了新模型的科学性和可行性.

参考文献:

- [1] Malama B, Kulatilake P H S W. Models for normal fracture deformation under compressive loading[J]. Int J of Rock Mechanics and Mining Sci, 2003, 40(6): 893.
- [2] Bandis S C, Lumsden A C, Barton N R. Fundamentals of

rock fracture deformation[J]. Int J of Rock Mechanics and Mining Sci and Geomechanics Abstracts, 1983, 20(6): 249.

- [3] Barton N R, Bandis S C, Bakhtar K. Strength deformation and conductivity coupling of rock joints[J]. Int J of Rock Mechanics and Mining Sci and Geomechanics Abstracts, 1985, 22(3): 121.
- [4] 俞缙,赵晓豹,赵维炳,等.改进的岩石节理弹性非线性法向变形本构模型研究[J].岩土工程学报,2008, 30(9): 1316.
- [5] 俞缙,林从谋,赵晓豹,等.岩体节理非线性法向循环加载本构模型的改进[J].华侨大学学报:自然科学版,2009,30(6): 694.
- [6] Matsuki K, Wang E Q, Sakaguchi K, et al. Time-dependent closure of a fracture with rough surfaces under constant normal stress[J]. Int J of Rock Mechanics and Mining Sci, 2001, 38(5): 607.
- [7] Xia C C, Yue Z Q, Tham L G, et al. Quantifying topography and closure deformation of rock joints[J]. Int J of Rock Mechanics and Mining Sci, 2003, 40: 197.
- [8] Lanaro F. A random field model for surface roughness and aperture of rock fractures[J]. Int J of Rock Mechanics and Mining Sci, 2000, 37: 1195.

(上接第 67 页)

向长波方向移动.尾焰自身积分辐射强度的比值随着海拔高度的升高而增大,探测积分辐射强度的比值也随海拔高度的升高而增大.

3 结论

本文采用工程算法求解火箭发动机尾喷焰的流场,利用宽带 k 分布模型对不同飞行状态下液体和固体火箭尾喷焰 8.0 ~ 11.5 μm 和 10.0 ~ 13.4 μm 谱段远程探测信号的变化情况进行了考察,并对液体火箭发动机尾喷焰 8.0 ~ 11.5 μm 和 10.0 ~ 13.4 μm 辐射信号的相对数值进行了分析比较.计算结果表明:

1) 液体和固体火箭发动机尾喷焰的远程探测积分辐射强度都随喷口燃气温度的升高而增大,液体火箭发动机尾喷焰自身积分辐射强度的比值和探测积分辐射强度的比值随喷口燃气温度的升高而增大.

2) 液体和固体火箭发动机尾喷焰的远程探测积分辐射强度都随燃气马赫数的增大而增大,液体火箭发动机尾喷焰自身积分辐射强度的比值和探测积分辐射强度的比值随燃气马赫数的增大而增大.

3) 液体和固体火箭发动机尾喷焰的远程探测积分辐射强度都随非计算度的增大而增大,液体火箭发动机尾喷焰自身积分辐射强度的比值和探测积分辐射强度的比值随非计算度的增大而减小.

4) 液体和固体火箭发动机尾喷焰的远程探测积分辐射强度都随海拔高度的上升而减小,液体火箭发动机尾喷焰自身积分辐射强度的比值和探测积分辐射强度的比值随海拔高度的上升而增大.

参考文献:

- [1] Schenker N G, Keller B. Line-by-line calculations of the absorption of infrared radiation by water vapor in a box-shaped enclosure filled with humid air[J]. Int J of Heat and Mass Transfer, 1995, 38(17): 3127.
- [2] Liou K N. An Introduction to Atmospheric Radiation[M]. 2nd Ed. Los Angeles: Elsevier Science, 2002.
- [3] 石广玉. 大气辐射学[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [4] Modest M F. Radiative Heat Transfer[M]. New York: McGraw-Hill Press, 2002.
- [5] 周建波,魏合理,陈秀红,等.相关 k 分布法在水汽强吸收带计算中的应用[J].激光技术,2009,33(2): 176.
- [6] 尹雪梅,刘林华.气体宽带 k 分布模型及其在远程探测中的应用[J].红外与激光工程,2008,37(3): 420.