

文章编号: 1672-8785(2015)03-0039-06

基于窄谱带模型的尾焰红外辐射计算

马千里 童中翔 张志波 马 榜

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 尾焰红外辐射的计算是飞行器红外辐射计算的重要环节。在尾焰流场工程计算模型的基础上, 从燃烧的化学反应出发, 解决了尾喷口处气体组分参数的计算问题, 利用基于 Malkmus 窄谱带模型的 C-G 近似法得到了尾焰红外辐射的快速计算方法。仿真结果表明, 该方法能够快速准确地计算出尾焰的辐射, 能为红外制导导弹仿真中飞机目标红外辐射的计算提供有效途径。

关键词: 尾焰; 红外辐射; 窄谱带模型; 尾焰流场

中图分类号: TN214 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2015.03.008

Calculation of Exhaust Plume's Infrared Radiation Based on Narrow-band Model

MA Qian-li, TONG Zhong-xiang, ZHANG Zhi-bo, MA Bang

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The calculation of exhaust plume's infrared radiation is an important part of the calculation of infrared radiation of an air vehicle. On the basis of an engineering calculation model of flow field in exhaust plume, the calculation of gas component parameters of a nozzle is implemented in terms of the chemical reaction of combustion. A fast calculation method of exhaust plume's infrared radiation is obtained by utilizing the C-G approximation method based on a Malkmus narrow-band model. The simulation result shows that the method can calculate the infrared radiation in exhaust plume fast and accurately. It can provide an effective approach for the calculation of infrared radiation of an aircraft in the simulation of an infrared guided missile.

Key words: exhaust plume; infrared radiation; narrow-band model; flow field in exhaust plume

0 引言

据统计, 现代空战中被红外制导导弹击落的飞机约占击落飞机总数的 85%。通过建立红外制导导弹仿真模型来研究有效的应对措施成为了一种新的研究手段。目标的红外辐射特性研究是红外制导导弹仿真的基础。对于点源空空制导导弹, 目标的尾向辐射即尾焰辐射是目标

辐射的主要组成部分。对于尾焰辐射, 国内广大学者开展了广泛研究。空军工程大学的梅飞、王超哲、李建勋等研究了飞机发动机的红外辐射特性^[1-3]; 哈尔滨工业大学的谢蓄芬等研究了巡航导弹尾焰的红外辐射特性^[4]; 武汉军械士官学校的汪中贤研究了喷气式飞机尾焰红外辐射计算方法^[5]; 中航工业北京长城计量测试技

收稿日期: 2015-01-19

基金项目: 国家自然科学基金 (61172083)

作者简介: 马千里 (1985-), 男, 甘肃武山人, 硕士研究生, 研究方向为飞行器红外目标特性。

E-mail: ma.qian.li1@163.com

术研究所的张术坤等讨论了尾焰红外辐射特性计算的常用模型^[6]。但是, 这些方法主要研究的是排气系统的辐射特性, 流场计算复杂, 实时运算较差。虽然汪中贤等人采用工程的流场计算模型计算了尾焰的红外辐射强度。但是, 对于如何计算发动机燃烧产物的组分浓度并没有给出较好的解决方法。为此, 本文在尾焰流场工程计算模型的基础上, 利用燃油碳氢比和余气系数来计算燃烧产物中的组分浓度, 结合 Malkmus 窄谱带模型和 C-G 近似法, 建立了发动机尾焰的红外辐射计算模型。

1 尾焰流场计算

尾焰流场计算是尾焰红外辐射计算的基础, 主要目的是通过流场计算得到尾焰的温度分布和组分分布数据。利用 CFD 软件计算流场虽然能获得比较准确的结果, 但是其计算量大, 几乎不能实时运算, 很难与仿真模型结合。因此在假设尾焰为理想湍流射流的前提下, 不少研究者提出了利用半经验公式进行计算的方法^[7]。

半经验公式计算方法的特点是, 将尾焰分为初始段和基本段两个部分, 如图 1 所示, 并且假设初始段存在一个组分、压强和温度都恒定的核心区。可见尾焰射流流场的几何形状由核心区边界(内边界)和流场外边界确定。决定内外边界的几何参数为初始段长度 x_c 和外边界与 O_x 轴的夹角(尾焰半张角) α 。对于初始段和基本段, 可采用不同的公式计算流场参数。

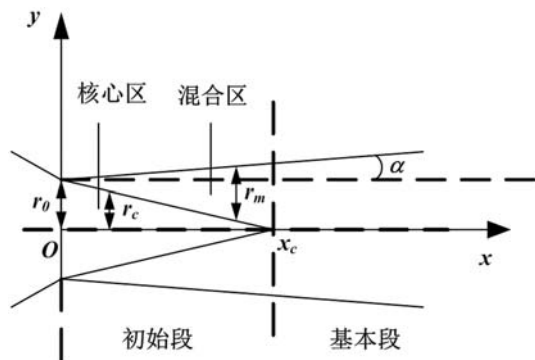


图 1 尾喷管尾焰信号流场分布示意图

假设喷口处的温度为 T_a , 喷口处的四种气体的重量成分分别为 g'_{H_2O} 、 g'_{CO_2} 、 g'_{N_2} 和 g'_{O_2} ,

外界大气的温度为 T_0 , 压强为 P_0 , 外界大气四种气体的重量成分分别为 g'_{H_2O} 、 g'_{CO_2} 、 g'_{N_2} 和 g'_{O_2} 。根据涡流的传播规律, 在发动机的理想工作状态下, 尾焰的温度和各气体的重量成分的计算方法为

(1) 初始段核心区

$$\begin{aligned} T &= T_a \\ g_i &= g_i^* \end{aligned} \quad (1)$$

(2) 初始段混合区

$$\begin{aligned} T &= T_0 + (T_a - T_0)(1 - \xi^{1.5})^{1.4} \\ \xi &= (r - r_c)/r_m \end{aligned} \quad (2)$$

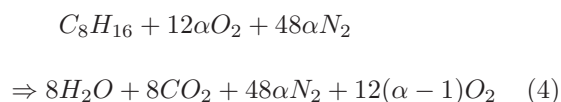
$$g_i = g'_i + (g_i^* - g'_i)(T - T_0)/(T_a - T_0)$$

(3) 基本段

$$\begin{aligned} T &= T_0 + (T_a - T_0) \cdot [1 - (r/r_m)^{1.5}]^{1.4} \\ &\cdot \{[8.92(V_{nozzle} - V_{plane}) + 0.4]r/[x(1 - \lambda)]\}^{0.7} \\ g_i &= g'_i + (g_i^* - g'_i)(T - T_0)/(T_a - T_0) \end{aligned} \quad (3)$$

式(1)、式(2)和式(3)中, T 为该点处的温度, g_i 为 i 种气体的重量成分, g_i^* 为 i 种气体在喷口处的重量成分, g'_i 为 i 种气体在大气中的重量成分, r_0 表示发动机尾喷口的半径, r_m 表示混合区的厚度, r_c 表示核心区的厚度, V_{plane} 表示飞行器的飞行速度(单位为马赫数), V_{nozzle} 为发动机喷口处尾焰的速度(单位为马赫数)。

该计算方法需要已知燃烧产物的组分摩尔分数, 其值一般可由实验测量得到。在缺少实验数据的情况下, 可以根据燃油碳氢比和余气系数, 即根据发动机燃料与氧气充分燃烧的化学反应来确定, 其公式如下:



由式(4)得到尾焰中 CO_2 、 O_2 、 N_2 的摩尔分数为

$$\begin{aligned} F_{CO_2} &= F_{H_2O} = 2/(1 + 15\alpha) \\ F_{O_2} &= 1.5(\alpha - 1)/(1 + 15\alpha) \end{aligned} \quad (5)$$

$$F_{N_2} = 1 - F_{CO_2} - F_{H_2O} - F_{O_2}$$

式中 α 为余气系数, 表达式为

$$\alpha = \frac{1}{f \cdot L_0} \quad (6)$$

式中, f 为油气比, $f = Q_\alpha/Q_f$ 为空气与航空煤油的流量比值, 本文取 $f = 0.0159$ (JT8D 发动机); L_0 为所需空气的量, 即理论上 1 kg 航空煤油燃烧所需空气的量, 取 $L_0 = 14.7 \text{ kg/kg}$ 。

由式 (5) 和式 (6) 得出, CO_2 和 H_2O 的摩尔分数为 0.0307。据美国文献报道, 在同样的状态下, JT8D 发动机燃气组分试验测量的 CO_2 和 H_2O 的摩尔分数结果分别为 0.0358 和 0.0343。可见该方法完全能满足工程计算需要 [8]。

假定飞机在非加力状态下, 飞行马赫数为 0.8, 发动机喷口截面处尾焰的温度为 900 K, 压力为 1 MPa, 大气温度为 288 K, 尾焰的流速为 500 m/s, 得到的等温线如图 2 所示。根据某型发动机设计点的油气比 0.0227, 得到喷口处二氧化碳、水蒸气的摩尔分数为 0.0435, 从而得到如图 3 和图 4 所示的尾焰流场中二氧化碳和水蒸气的等分布图。

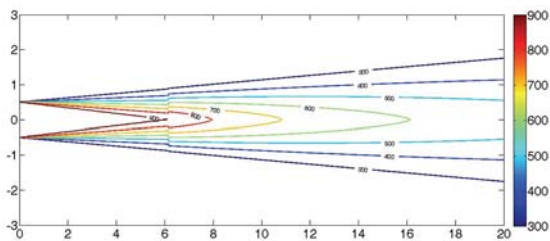


图 2 尾焰的等温线分布图

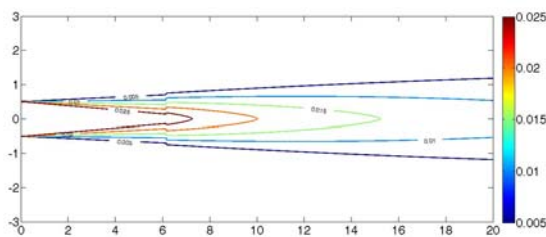


图 3 二氧化碳摩尔分数的分布图

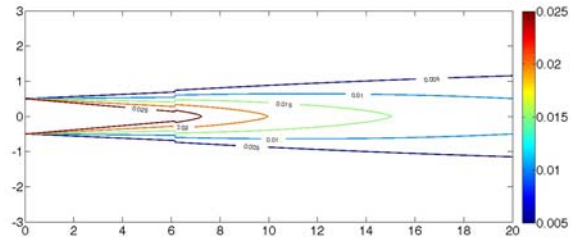


图 4 水蒸气摩尔分数的分布图

2 尾焰气体参数的谱带计算模型

用于气体辐射参数计算的窄谱带模型主要有单组线谱带 (SLG) 模型、正规谱带模型和指数尾倒数线强分布 (Malkmus) 的统计模型等。由于非均匀气体的辐射参数计算一般采用 C-G (Curtis-Godson) 近似的方法, 而 Malkmus 模型与 C-G 近似法相结合得到的结果准确度最高 [9]。因此, 本文选用了 Malkmus 模型。

2.1 基于 Malkmus 模型的均匀气体透过率计算

Malkmus 模型 [10,11] 在大气科学研究中应用广泛, 后来人们在计算气体高温辐射时也采用这种模型。对于多原子分子气体, Malkmus 模型被公认为最佳谱带模型。当谱带宽度为 25 cm^{-1} 和逐线计算的吸收率间的最大误差为 10% 时, 如果用最小二乘法从分子谱线库推导模型参数, 在带宽为 10 cm^{-1} 、气体压力大于 0.1 个大气压时, Malkmus 窄带模型的误差小于 1%。在 Malkmus 模型中, 平均透过率的表达式为

$$\bar{\tau}_{\Delta\eta} = \exp \left[-2d\bar{\gamma} \left(\sqrt{1 + xpl\bar{k}\frac{\bar{d}}{\bar{\gamma}}} - 1 \right) \right] \quad (7)$$

式中, x 为分子的摩尔百分数; p 为气体总的压强 (单位为标准大气压); l 为物理路径 (单位为 cm); $\bar{k}$ 为谱带内平均吸收系数; $1/\bar{d}$ 为谱带内平均谱线密度; $\bar{\gamma}$ 为谱带内平均半宽。 $\bar{k}$ 和 $1/\bar{d}$ 一般做成标准压力下的光谱和温度的二维数据表 (谱带模型参数库), 使用时可通过插值得到。而谱带内平均半宽可通过下面的经验公式进行计算 [12]:

$$\gamma_{CO_2} = \frac{p}{p_s} \left(\frac{T_s}{T} \right)^{0.7}$$

$$\begin{aligned}
& [0.07x_{CO_2} + 0.058(1 - x_{CO_2} - x_{H_2O}) + 0.1x_{H_2O}] \\
\gamma_{H_2O} = & \frac{p}{p_s} \left\{ 0.462x_{H_2O} \left(\frac{T_s}{T} \right) + \left(\frac{T_s}{T} \right)^{0.5} \right. \\
& \left. [0.079(1 - x_{CO_2} - x_{O_2}) + 0.106x_{CO_2} + 0.036x_{O_2}] \right\} \\
\gamma_{CO} = & \frac{p}{p_s} \left\{ 0.075x_{CO_2} \left(\frac{T_s}{T} \right)^{0.6} + 0.12x_{H_2O} \left(\frac{T_s}{T} \right)^{0.82} \right. \\
& \left. + 0.06 \left(\frac{T_s}{T} \right)^{0.7} (1 - x_{CO_2} - x_{O_2}) \right\} \quad (8)
\end{aligned}$$

式中, p_s 和 T_s 分别是 1atm 和 296K, x_{H_2O} 、 x_{CO_2} 和 x_{O_2} 表示其中水、二氧化碳和氧气的摩尔分数。

2.2 基于 Malkmus 模型的非均匀气体透过率计算

利用 Malkmus 模型可以直接计算均匀气体的透过率, 但是尾焰气体明显是一种非均匀的高温气体, 因此必须利用 C-G 近似对模型进行一定的修订。基于 Malkmus 模型的 C-G 近似法进行计算, 其平均透过率为

$$\bar{\tau}'_{\Delta\eta} = \exp \left\{ -2 \left(\frac{\gamma}{d} \right)_{eq} \left[\sqrt{1 + \left(\sum x_i p_i l_i \right) k_{eq} / \left(\frac{\gamma}{d} \right)_{eq}} - 1 \right] \right\} \quad (9)$$

该式与均匀气体透过率的表达式一样, 但 $\bar{k}$ 和 $\frac{\gamma}{d}$ 由沿路径的等效值 k_{eq} 和 $\left(\frac{\gamma}{d} \right)_{eq}$ 代替, 等效值的计算公式为

$$\begin{cases} k_{eq} = \sum x_i p_i l_i k_i / \sum x_i p_i l_i \\ \left(\frac{\gamma}{d} \right)_{eq} = \sum x_i p_i l_i k_i \left(\frac{\gamma_i}{d_i} \right) / \sum x_i p_i l_i k_i \end{cases} \quad (10)$$

式中, x 、 p 、 l 、 k 、 γ 和 d 等参数的意义同式 (7), 下标 i 表示计算的非均匀气体路径上第 i 微段对应的参数。

3 尾焰红外辐射计算方法

尾焰辐射为气体辐射, 具有强烈的波段选择性, 对于二氧化碳和水蒸气来说, 其主要的辐射能量集中在 $2.7 \mu\text{m}$ 和 $4.3 \mu\text{m}$ 辐射带。由前面的尾焰流场计算模型可知, 尾焰的高温区主要集中在核心区 and 轴线附近, 这些区域的辐射最强。但是, 探测器不能直接探测其辐射, 必须穿过外围的相对低温区。因此, 尾焰辐射的计算必须从尾焰的边界开始, 逐层计算其透射率和辐射量。

为了计算任意方向的尾焰辐射, 利用某一包络面将尾焰包含于其中 (如图 5 所示), 然后在包络面上划分若干小的面元, 在已知视线方向的情况下, 很容易计算得到通过某一面元中心 (A 点) 的视线与包络面的两个交点 (B 点和 C 点)。利用这两个交点, 可以将视线穿过尾焰的这一小气柱划分为 n 层, 如图 6 所示。然后将每层的三维坐标映射到二维坐标, 代入流场计算模型, 计算得到该层的温度、压力和组分浓度。包络面的方程为

$$\begin{cases} y^2 + z^2 = (r_0 + x \tan \alpha)^2 & 0 < x < L \\ y^2 + z^2 \leq r_0^2 & x = 0 \\ y^2 + z^2 \leq (r_0 + L \tan \alpha)^2 & x = L \end{cases} \quad (11)$$

式中, r_0 为尾喷口的半径, L 为尾焰的长度, α 为尾焰流场计算模型中的扩张角。三维坐标 (x, y, z) 到二维坐标 (x', y') 的映射方程为

$$\begin{cases} x' = x \\ y' = \sqrt{y^2 + z^2} \end{cases} \quad (12)$$

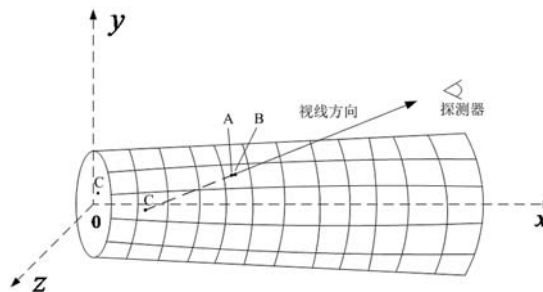


图 5 尾焰的轮廓模型



图 6 分层模型

将划分好的尾焰气柱代入谱带模型中, 计算得到光谱辐射透过率, 然后通过离散的辐射传递方程, 即可得到某气柱的光谱辐射强度。假设面元在视线方向的投影面积为 A , 那么其光谱辐射强度的计算公式为

$$I_\lambda = A \sum_{k=1}^n M_{b,k,\lambda}(T_k) (\tau_{k-1,\lambda} - \tau_{k,\lambda}) / \pi \quad (13)$$

式中, $M_{b,k,\lambda}(T_k)$ 是温度为 T_k 的黑体的光谱辐射力, 可以通过普朗克公式计算。这样, 某一波段内尾焰整体的辐射强度计算公式为

$$I_{\lambda_1 \sim \lambda_2} = \sum_j \sum_{\lambda=\lambda_1}^{\lambda=\lambda_2} I_{\lambda,j} \Delta \lambda \quad (14)$$

式中, j 指尾焰包络面的第 j 微元。

4 算例与分析

假定飞机的飞行速度为 0.8 Ma, 涡轮后温度为 900 K, 飞行高度为 5 km, 环境温度根据标准大气模型取为 255.5 K, 视距为 0 km。计算得到了不同角度下尾焰在 3 μm ~5 μm 波段的红外辐射强度, 如图 6 所示。图中角度为尾喷管轴线方向与视线方向的夹角。为了验证计算结果的准确性, 计算了视线方向为 90° (尾焰正侧方) 时 3 μm ~5 μm 波段的红外辐射光谱图, 如图 7 所示。图中的红外辐射为相对红外辐射强度。图 8 为某型发动机尾焰红外辐射的实测数据^[13]。

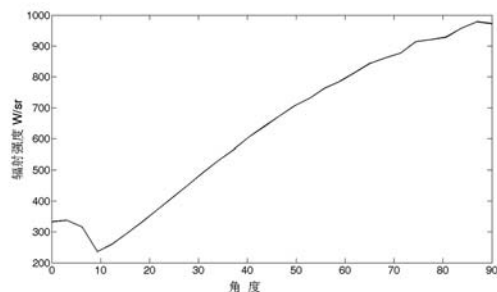


图 7 3 μm ~5 μm 波段尾焰的红外强度分布图

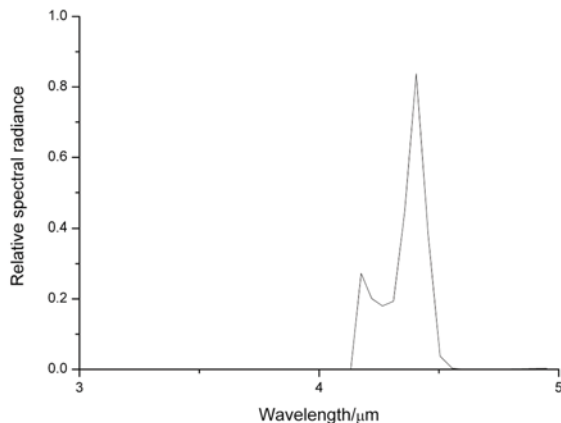


图 8 90° 方向尾焰红外辐射计算的光谱图

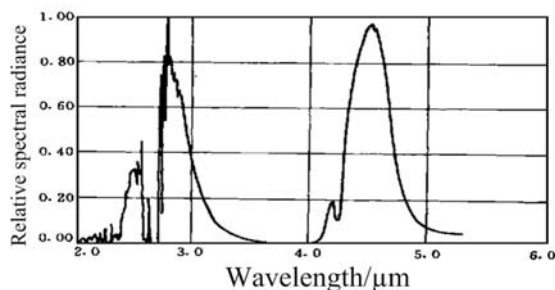


图 9 90° 方向尾焰红外辐射的实测光谱图

从图 6 可知, 尾焰的红外辐射强度在 90° 时最大, 随着角度的减小而减小, 在 10° 左右时最低, 然后少量增加。这是因为: (1) 随着角度的减小, 尾焰在视线方向的投影面积减小, 导致辐射强度的总量减小。可见, 尾焰辐射面积对于红外辐射的发射影响最明显。(2) 尾焰中温度最高的是核心区, 但核心区的红外辐射须经过混合区或基本段气体的衰减后才会被探测到。在 10° 附近时, 外围气体的衰减作用最大, 因此红外辐射随探测角的变化呈现“S”型特征, 在 10° 附近时辐射最小。

对比图 7 和图 8 可知, 90° 方向尾焰红外辐射的计算光谱图与实测光谱图在 3 μm ~5 μm 波段符合得比较好, 说明本文计算结果的准确性较高, 完全可以满足工程计算的要求。

5 结论

从尾焰流场参数计算出发, 结合 Malkmus 模型, 通过建立尾焰的轮廓模型, 找到了一种快速计算尾焰红外辐射的方法。与以往的计算方法相比较, 该计算方法相对简单, 实时性较好, 可以应用于红外制导导弹仿真中目标的红外辐射计算。而且, 从燃烧的化学反应出发, 得到了计算尾喷口截面处尾焰中主要气体摩尔分数的方法, 为在尾焰流场工程计算中原始输入参数的来源提供了一种比较合理的方法。

参考文献

- [1] 梅飞, 江勇, 张百灵, 等. 喷气发动机红外辐射建模与仿真 [J]. 红外技术, 2008, 30(11): 638-642.
- [2] 王超哲, 童中翔, 李建勋, 等. 战斗机红外点源目标特性计算方法 [J]. 红外技术, 2012, 34(11): 666-671.

- [3] 李建勋, 童中翔, 王超哲, 等. 发动机热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.
- [4] 谢蓄芬, 任智斌, 曹小燕. 巡航导弹尾焰红外辐射特性建模及分析 [J]. *光电工程*, 2009, **36**(4): 70-74.
- [5] 汪中贤, 史建军, 张正武. 喷气式飞机尾焰红外辐射的理论计算与仿真 [J]. *火力与指挥控制*, 2011, **36**(11): 83-86.
- [6] 张术坤, 蔡静. 尾焰红外辐射特性计算研究综述 [J]. *激光与红外*, 2010, **40**(12): 1277-1282.
- [7] 高思莉, 汤心溢. 空中飞行目标尾焰红外辐射信号的建模与仿真 [J]. *光电工程*, 2007, **34**(8): 25-27.
- [8] 张志波, 童中翔, 王超哲, 等. 基于外形包络面的尾焰红外图像仿真 [J]. *红外与激光工程*, 2014, **6**(6): 1788-1793.
- [9] Ludwig C B, Malkmus W, Reardon J E, et al. Handbook of Infrared Radiation from Combustion Gases[R]. NASA-SP-3080, 1973.
- [10] 张靖周, 李立国, 高潮. 直升机排气系统红外抑制器的模型实验研究 [J]. *红外与毫米波学报*, 2005, **24**(2): 125-129.
- [11] 单勇, 张靖周, 李立国. 直升机红外抑制器红外辐射特性的数值研究和实验验证 [J]. *红外与毫米波学报*, 2006, **25**(2): 95-100.
- [12] Saufiani A, Taine J. High Temperature Gas Radiative Property Parameters of Statistical Narrow-band Model for H₂O, CO₂ and CO, and Correlated-K Model for H₂O and CO₂[J]. *Int. J. of Heat Mass Transfer*, 1997. **40**: 987-991.
- [13] 徐南荣. 喷气流红外辐射场的数值计算 [J]. *航空学报*, 1995, **16**(06): 647-653.
- (上接第 15 页)
- [52] Dereniak E L, Boreman G D. Infrared Detectors and Systems [M]. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1996.
- [53] 闫佩佩, 樊学. 大相对孔径甚高精度星敏感器光学系统设计 [J]. *激光与光电子学进展*, 2011, **48**(9): 092202.
- [54] 赵延, 邓键, 于德志, 等. 光学被动消热差的长波红外双视场光学系统设计 [J]. *红外与激光工程*, 2014, **43**(5): 1545-1548.
- [55] 白瑜, 邢廷文, 杨建峰, 等. 实现光学被动热补偿的非制冷红外双焦光学系统 [J]. *激光与红外*, 2010, **40**(7): 748-751.
- [56] 许求真. 经典卡塞格林系统热差分析 [J]. *激光与红外*, 2011, **41**(10): 435-441.
- [57] 张爱红, 丛海佳, 范志刚, 等. 高分辨率红外导引头光学系统小型化设计 [J]. *应用光学*, 2013, **34**(10): 564-569.
- [58] 陈德富, 李相军, 朱敏. 一种红外镜头的被动式无热补偿设计 [J]. *光电技术应用*, 2011, **26**(3): 21-23.
- [59] 王子威, 张宇, 郑宇鸣, 等. 红外镜头消热结构间隙设计的仿真分析 [J]. *计算机仿真*, 2014, **31**(5): 214-217.
- [60] 钱义先, 贾远林, 梁伟, 等. 航空 CCD 相机可见光光学系统消热差设计 [J]. *光子学报*, 2009, **38**(9): 2279-2282.
- [61] 杨乐, 孙强, 王健, 等. 长波红外连续变焦光学系统设计 [J]. *红外与激光工程*, 2012, **41**(10): 999-1004.
- [62] 薛慧. 红外搜索与跟踪系统中光学系统的设计 [J]. *光学学报*, 2010, **30**(43): 2383-2386.
- [63] 刘娟娟, 郭帮辉, 吴宏圣, 等. 300 ~ 1100nm 宽波段光学系统设计 [J]. *光子学报*, 2010, **39**(44): 1766-1769.
- [64] 张良. 无热化双视场红外光学系统的设计 [J]. *光学技术*, 2009, **35**(10): 566-568.
- [65] 贾永丹, 付跃刚, 刘智颖, 等. 双视场/双色红外消热差光学系统设计 [J]. *光子学报*, 2012, **41**(6): 638-641.

(上接第 33 页)

- [6] 李桂芝, 贾峰. 闫海鲲红外测量图像自适应彩虹码伪彩色编码方法 [J]. *长春理工大学学报*, 2011, **34**(4): 36-39.
- [7] 李晓冰. 自适应热金属码红外测量图像伪彩色编码方法 [J]. *激光与红外*, 2012, **42**(6): 659-662.
- [8] 李今秀, 李均利. 肺癌图像的伪彩色处理 [J]. *宁波大学学报 (理工版)*, 2007, **20**(1): 55-58.
- [9] Lew is JJ, Callaghan R J O. Pixel and Region-based Image Fusion with Complex Wavelets [J]. *Information Fusion*, 2007, **8**: 119-130.
- [10] H su S L, Gau PW, W u I L. Region-based Image Fusion with Artificial Neural Network [J]. *World Academy of Science, Engineering and Technology*, 2009, **53**: 156-159.
- [11] 李玲玲, 黄秋艳, 闫成新. 基于局部特征的智能图像融合 [J]. *计算机应用*, 2012, **32**(6): 1536-1538.
- [12] 罗晓清, 吴小俊. 结合熵主成分变换与优化方法的遥感图像融合 [J]. *计算机应用*, 2013, **33**(2): 468-471.