基于红外辐射特征的空间目标属性预测

杨帆^{①②}, 宣益民^①, 韩玉阁^{①*}

① 南京理工大学能源与动力工程学院, 南京 210094;

② 北京卫星环境工程研究所, 航天机电产品环境可靠性试验技术北京市重点实验室, 北京 100094

* E-mail: yugehan1111@sina.com

收稿日期: 2016-03-15; 接受日期: 2016-05-17; 网络出版日期: 2016-07-21

摘要 利用空间目标红外辐射测量数据, 提出了系统的计算分析方法, 对空间目标的温度、发射率等属性进行预测, 进而判断空间目标的类型和运行状态. 通过建立空间目标红外辐射光谱计算模型, 模拟了探测器接收到的红外辐射光谱信号, 采用独立成分分析方法提取了空间目标不同材料的光谱发射率特征, 判断了空间目标的部件个数和材料类型, 采用最小二乘拟合方法反演了空间目标各部件的投影面积与表面温度. 模拟结果表明: 该方法对空间目标参数的反演误差较小, 能够实现对空间目标属性的预测. 研究成果对于空间目标类型和状态的判断, 具有十分重要的意义.

关键词 空间目标, 红外探测, 光谱特征, 反演

1 引言

随着航天技术的飞速发展, 空间目标的红外探测技术越来越受到重视. 红外探测与其他探测方式最大的不同, 是红外探测的结果能够反映目标的发射率、温度等热特征, 从而可以通过红外辐射测量数据判断目标的类型和状态. 然而, 这在实现过程中却困难重重. 由于卫星等航天器距离遥远, 在红外成像结果中, 仅仅只能占据一个或几个像元. 所以探测器接收到的卫星红外辐射信号, 通常是卫星不同部件红外辐射的混合. 因此, 往往需要结合多波段、多角度的测量方式才能完成.

目前对基于红外辐射特性的空间目标识别技术研究方向基本分两种, 一种是直接分析探测器接收

到的空间目标红外辐射强度与目标类型、状态等之间的关系. 例如美国麻省理工学院曾利用地基红外观测系统的实测数据, 研究地球同步轨道卫星的辐射强度与姿态、结构、太阳相位角之间的关系^[1]. 另一种则是试图通过空间目标的红外辐射特性, 提取空间目标的红外热特征和光谱特征, 并综合其他特征, 实现对空间目标的分类识别. 例如美国国家航空和宇宙航行局(NASA)在对空间轨道碎片进行跟踪识别时, 通过测量碎片目标在可见光和近红外波段的反射光谱, 来判断碎片的材料类型^[2].

国内至今鲜有文章研究如何利用红外辐射测量信号反演空间目标的属性特征, 而且由于缺乏空间目标地基红外测量的数据, 仅存在少量的理论研究结果. 国防科技大学徐晖和孙仲康^[3]通过建立卫星及

引用格式: 杨帆, 宣益民, 韩玉阁. 基于红外辐射特征的空间目标属性预测. 中国科学: 技术科学, 2016, 46: 836–843

Yang F, Xuan Y M, Han Y G. Properties prediction of space objects based on infrared radiative characteristics (in Chinese). Sci Sin Tech, 2016, 46: 836–843, doi: 10.1360/N092015-00270

其诱饵的表面温度场计算模型, 比较了目标和诱饵的表面温度特性, 并分析了两者的红外辐射特征差异. 南京理工大学张永阳^[4]根据光谱辐射强度的复合光谱模型, 提出一种对未知目标的构成部件进行反演的方法, 利用非线性最小二乘法提取了目标的视在面积与温度, 并且计算误差较小. 哈尔滨工业大学舒锐^[5]通过提取空间目标分段等效黑体温度序列的变化频率和分布范围来表现目标的辐射特性, 并根据目标和诱饵等干扰的差异建立目标识别判据, 设计目标识别过程.

空间目标由于未知参数太多, 如组成部件的个数、每个部件的发射率、投影面积、温度等. 若同时对这些参数进行反演预测将非常困难, 因为反演结果可能会有多个解, 从而难以判断目标属性的真实值. 如果能够事先确定其中的一部分参数, 那么问题则能够简化. 其中, 发射率作为较为稳定的变量, 同时又是判断部件材料类型的重要属性, 可以考虑作为首要确定的属性. 若部件的发射率可以确定, 那么再利用最小二乘拟合等拟合估计的方法, 就可以迅速地得到目标其他属性的预测值. 本文引用了独立成分分析方法来确定未知目标所含的组分数和组分发射光谱, 该方法通过分析混合信号的统计特性来恢复源信号. 当确定了目标成分的个数和种类之后, 再利用最小二乘法反演目标的其他参数. 同时, 由于难以获得真实的地面测量数据, 所以建立完整的空间目标红外光谱辐射计算模型, 是进行模拟研究的前提.

2 空间目标红外辐射特征计算模型

2.1 卫星温度计算模型

在空间环境中, 忽略对流换热, 含热源项的卫星瞬态温度控制方程为

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \nabla \cdot (k \nabla T) + q_s, \quad (1)$$

式中, T 表示温度, t 表示时间, ρc_p 为材料的热容量, k 为材料的热导率. q_s 为内热源项, 表示由其他形式的内能转化成的热能, 如电阻发热等.

卫星外表面的边界条件为^[6]

$$k_n \frac{\partial T}{\partial n} = q_{\text{sun}} + q_{\text{earth}} + q_{\text{e-s}} + q_{\text{com}} - q_{\text{emit}}, \quad (2)$$

式中, n 表示边界处向外的法向量, q_{sun} 是表面接收到

的来自太阳的辐射热流, q_{earth} 是表面接收的来自地球及大气系统的辐射热流, $q_{\text{e-s}}$ 是表面接收的地球反射太阳的辐射热流, q_{com} 是表面接收的其他面元发射的辐射热流, q_{emit} 是表面自身发射的辐射热流.

注意, 式(2)中忽略了太空背景辐射的影响. 原因是太空背景的辐射能量仅约 10^{-5} W/m^2 , 相当于温度为 3 K 绝对黑体辐射^[7], 对卫星表面的温度影响极小.

接下来具体描述各个热流值的计算方法.

1) 自身发射辐射热流^[6]:

$$q_{\text{emit}} = \int_0^\infty \varepsilon_\lambda E_{\lambda,b}(T) d\lambda, \quad (3)$$

式中, λ 表示波长, $E_{\lambda,b}$ 是黑体光谱发射功率, 可通过普朗克函数计算获得. ε_λ 为卫星表面的光谱发射率, 这里假设材料的光谱发射率不随温度和方向变化.

2) 吸收太阳辐射热流^[6]:

$$q_{\text{sun}} = \phi_s (1-\eta) \int_0^\infty \alpha_\lambda E_{\lambda,s} d\lambda, \quad (4)$$

式中, $E_{\lambda,s}$ 是空间环境中太阳辐射的光谱辐照密度, ϕ_s 为太阳辐射在面元表面的入射角余弦, η 表示卫星太阳能电池板的光电转换效率, 当计算表面不是太阳能电池板表面时, 取 $\eta=0$. α_λ 为卫星表面的光谱吸收率, 根据基尔霍夫定律, 有 $\alpha_\lambda = \varepsilon_\lambda$.

3) 吸收地球红外辐射热流^[6]:

$$q_{\text{earth}} = \phi_e \int_0^\infty \alpha_\lambda E_{\lambda,e} d\lambda, \quad (5)$$

式中, $E_{\lambda,e}$ 为地球等效热流密度, ϕ_e 为地球辐射角系数.

4) 吸收地球反射太阳辐射热流^[6]:

$$q_{\text{e-s}} = \phi_{\text{e-s}} (1-\eta) \int_0^\infty \alpha_\lambda \rho_{\lambda,e} E_{\lambda,s} d\lambda, \quad (6)$$

式中, $\rho_{\lambda,e}$ 为地球表面对太阳辐射的光谱反射率, $\phi_{\text{e-s}}$ 为地球反照角系数.

5) 吸收其他面元的辐射热流^[6]:

$$q_{\text{com}} = \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^N \int_0^\infty F_{i,j} \varepsilon_{\lambda,j} E_{\lambda,b}(T_j) d\lambda, \quad (7)$$

式中, $F_{i,j}$ 为卫星外表面面元辐射传递系数, 表示表面面元 j 的红外辐射能量被计算面元 i 吸收的份额.

卫星内部表面的边界条件为^[6]

$$k_n \frac{\partial T}{\partial n} = \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^M \int_0^\infty B_{i,j} \varepsilon_{\lambda,j} E_{\lambda,b}(T_j) d\lambda - \int_0^\infty \varepsilon_{\lambda,i} E_{\lambda,b}(T_i) d\lambda, \quad (8)$$

式中, $B_{i,j}$ 为卫星星体内部面元辐射传递系数, 表示表面面元 j 的红外辐射能量被计算面元 i 吸收的份额.

本文采用结构化网格, 并使用内节点法进行空间区域离散. 在对能量方程进行离散处理时, 可以将辐射换热项等效为面元附加热源项, 从而将非线性方程组简化为线性方程组求解.

2.2 卫星红外辐射计算模型

卫星表面的有效光谱红外辐射为表面发射辐射和反射辐射之和, 即^[6]:

$$E_{\lambda} = E_{\lambda, \text{emit}} + E_{\lambda, \text{ref}}. \quad (9)$$

根据普朗克函数, 卫星表面的光谱发射功率为^[7]:

$$E_{\lambda, \text{emit}} = \varepsilon_{\lambda} \frac{C_1}{\lambda^5 [\exp(C_2 / \lambda T) - 1]}, \quad (10)$$

式中, C_1 和 C_2 分别是第一和第二辐射常数.

卫星表面反射的红外辐射表达式如下^[6]:

$$E_{\lambda, \text{ref}} = (1 - \varepsilon_{\lambda}) \cdot E_{\lambda, \text{sur}} \quad (11)$$

式中, $E_{\lambda, \text{sur}}$ 表示太空环境中所有的辐射源投射在卫星表面的光谱辐照密度, 如下所示:

$$E_{\lambda, \text{sur}} = (\phi_s E_{\lambda, s} + \phi_e E_{\lambda, e} + \phi_{e-s} \rho_{\lambda, e} E_{\lambda, s}). \quad (12)$$

2.3 探测器接收的目标红外光谱数据

在对卫星目标观测过程中, 探测器所接收到的红外辐射强度信号, 实际上是卫星表面各处红外辐射的叠加, 如下式:

$$P_{\lambda} = \frac{\tau_{\lambda}(\theta)}{\pi R^2} \cdot \sum_{j=1}^N A_j [\varepsilon_{\lambda, j} E_{\lambda, b}(T_j) + (1 - \varepsilon_{\lambda, j}) E_{\lambda, j, \text{sur}}] + \Omega_{\text{fov}} \cdot I_{\lambda, \text{atm}}, \quad (13)$$

式中, j 表示卫星表面面元的序号, N 为卫星部件的总数, $E_{\lambda, b}$ 表示黑体光谱辐射强度, T_j 为面元 j 表面的温度, $\varepsilon_{\lambda, j}$ 为面元 j 的光谱发射率, A_j 为面元 j 在观测方向上的投影面积, τ_{λ} 为大气光谱透过率, 与探测器仰角 θ 有关, R 为目标与探测器之间的距离, Ω_{fov} 为探测器的视场角, $E_{\lambda, j, \text{sur}}$ 表示面元 j 接收到的太空环境光谱辐射, $I_{\lambda, \text{atm}}$ 则表示目标到探测器所经过路径上的大气光谱辐射强度.

大气透过率和红外辐射可以通过 MODTRAN 软件计算得到. 如前所述, MODTRAN 的模拟计算结果不一定能适应实际观测的结果. 如果能够获取观测点当地的具体大气参数, 可以减小计算误差, 从而得

到更高精度的完成大气修正.

经过了理想的大气修正和背景消除的信号, 即:

$$X_{\lambda} = (P_{\lambda} - \Omega_{\text{fov}} \cdot I'_{\lambda, \text{atm}}) \cdot \pi R^2 / \tau'_{\lambda}, \quad (14)$$

式中, X_{λ} 表示经过大气修正和背景消除处理后的红外辐射信号. $I'_{\lambda, \text{atm}}$ 和 τ'_{λ} 分别表示大气红外辐射和透过率的修正参数. 当修正参数与实际大气参数比较精度很高时, 则有:

$$X_{\lambda} = \sum_{j=1}^N A_j [\varepsilon_{\lambda, j} E_{\lambda, b}(T_j) + (1 - \varepsilon_{\lambda, j}) E_{\lambda, j, \text{sur}}]. \quad (15)$$

3 空间目标属性的预测方法

3.1 空间目标部件个数和类型的预测

因为事先并不知道卫星的实际组成部件是什么, 并且部件的组成结构方式也不知道, 所以第一步需要确定卫星部件的个数和组成. 这样的问题, 属于盲信号分离问题, 即从多个观测到的混合信号中分析出原始信号. 独立成分分析(independent components analysis, ICA)是研究盲信号分离问题的一个重要方法. 它利用统计原理进行计算, 通过线性变换把信号分离成统计独立的非高斯的信号源的线性组合^[8]. 独立成分分析最重要的假设就是信号源统计独立, 并且只允许存在最多一个服从高斯分布的信号源. 由于卫星表面不同材料的光谱发射率显然是相互独立的, 并且其分布规律也并不服从高斯分布. 因此, ICA 方法是完全适用的.

由于 ICA 方法要求探测的信号数量不少于原信号的数量, 那么利用高光谱探测器对目标进行多次测量, 得到 $m(m \gg n)$ 个的混合光谱数据, 则可以用矩阵形式表示为

$$\mathbf{X} = \mathbf{A}\mathbf{S}, \quad (16)$$

式中, $\mathbf{X}$ 表示探测器测量得到的 $m \times n$ 信号矩阵, $\mathbf{S}$ 表示目标每个部件的光谱发射率矩阵, 在每次信号中都保持不变的信号源, $\mathbf{A}$ 是系数矩阵. 式(16)就是 ICA 方法的基本模型^[9]. 它表示被观察到的数据是由独立成分混合而产生的, 要求仅仅根据测量的混合信号, 估计 $\mathbf{S}$ 和 $\mathbf{A}$. 如果能计算 $\mathbf{A}$ 的逆 $\mathbf{W}$, 那么独立成分可以用下式得到:

$$\mathbf{S} = \mathbf{W}\mathbf{X}. \quad (17)$$

由于矩阵 $\mathbf{A}$ 未知, $\mathbf{W}$ 也就不可能得到精确解. 然而, 可以通过 ICA 估计得到一个最近似的解.

由中心极限定理可知, 相互独立的随机变量的总和趋向于高斯分布. 所以, 在 ICA 模型中多个独立随机变量的总和比源变量更加接近高斯分布. 于是, 当分离出的成分变量非高斯性越强, 那么该变量越不可能是混合信号, 即越接近某个独立的源信号. 简而言之, 解 ICA 模型的关键就是估计出一个非高斯性最大化的向量 $\mathbf{y}=\mathbf{W}^T\mathbf{X}$, 进而确定信号源矩阵 $\mathbf{S}$.

目前已有的 ICA 算法很多, 本文采用基于负熵最大的 FastICA 算法(快速 ICA 算法), 该算法由芬兰赫尔辛基大学 Hyvärinen 和 Oja^[10]提出来的, 是一种快速寻优迭代算法. 在该算法中, 负熵是作为一个度量随机变量非高斯性的量. 信息论中的熵是对信息不确定性的测量. 在具有相同方差的所有随机变量中, 高斯变量的熵值最大^[11]. 从而可以考虑一个更方便的度量量, 即负熵, 使得当随机变量为高斯分布时为零, 而其他情况时总为正数. FastICA 算法的迭代公式可以通过近似的牛顿迭代法推导^[12].

3.2 空间目标投影面积和表面温度的预测

经过独立成分分析, 确定了目标的组成部件及其光谱发射率之后, 就可以采用最小二乘法反演出各部件的投影面积和表面温度. 最小二乘法是通过最小化误差的平方和来寻找最佳函数的参数匹配. 也就是让所有光谱辐射强度的拟合值与测量值之间误差的平方和最小, 以此来确定各部件的投影面积和温度大小.

设一共存在 L 个光谱测量通道, 即有 L 对观测数据 (λ_i, X_i) , 求参数 $\mathbf{a}$. 也就是需要通过观测结果来拟合函数的未知参数, 从而使得测量值与拟合值之间的误差平方和最小, 即^[14]:

$$\min \|X_i - f(\lambda_i; \mathbf{a})\|. \quad (18)$$

式(18)中函数 f 的形式, 如式(15)所示. 在函数中, 除了需要确定目标各部件的温度和投影面积以外, 目标各部件表面反射的环境辐射亦是未知参数. 由于 $E_{\lambda,s}$ 和 $E_{\lambda,e}$ 是常数, 所以不同部件反射的环境辐射差别是角系数引起的. φ_s , φ_e 和 φ_{e-s} 三种环境辐射对目标表面的辐射角系数, 计算方法可见于文献[7]. 地球辐射角系数主要取决于表面的法线方向与地心方向之间的夹角; 而太阳辐射角系数的确定还需要知道太阳对目标的相对位置. 如果能确定每一次观测时刻目标表面的辐射角系数, 那么反射的环境辐射也就可以确定了.

对于姿态稳定的卫星目标, 卫星星体总能保持正对地面, 同时星体的侧面与地面垂直. 而电池正面始终保持对日定向. 因此, 如果忽略卫星上其他的体积相对较小的部件, 则卫星星体和太阳能帆板表面的辐射角系数均可以确定, 前提是只需要确定当前时刻太阳的位置. 由于辐射角系数也是影响卫星表面温度的重要因素, 因此, 不同朝向的表面, 即使具有相同的发射率, 温度也会有差别. 从而在反演过程中, 对不同朝向的表面也要分开处理.

本文采用的数值拟合方法是置信域映射算法. 该算法是基于内部映射牛顿法的一种子空间置信域法^[13], 它综合了最速下降法和牛顿法的优点, 每步总能给出最优的搜算方向; 并能够通过调整置信域范围, 可以加速算法的收敛速度.

4 模拟计算与结果分析

4.1 模型与计算参数

利用前文所述的空间目标红外辐射模型, 模拟计算空间环境下在轨目标的温度分布和红外辐射. 模拟目标的轨道参数分别为: 轨道平均高度为 781 km, 轨道倾角 98.5°, 轨道偏心率 0.0011, 轨道交点周期为 94.92 min, 升交点赤经 42.6°. 模拟卫星的外形结构参考风云 1 号气象卫星. 星体为长方体, 尺寸为 1.42 m×1.42 m×1.20 m, 太阳能帆板对称安装在星体两侧, 尺寸为 1.42 m×4.5 m. 卫星结构外形如图 1 所示.

星体的姿态保持三轴稳定, Z 轴对天, 即 $-Z$ 轴始终指向地心, $+X$ 轴在轨道面内, 指向飞行方向, Y 轴

图 1 (网络版彩图)空间目标模型

由 Z 轴、X 轴通过右手法则确定. 星体+Y 面为散热面, 该面始终不受太阳光照射. 太阳能电池帆板采用对日定向姿态控制系统, 帆板绕 Y 轴转动, 且始终保持太阳受晒最优的姿态.

在计算中, 目标表面总共采用 4 种不同发射率的材料, 包括 F46 薄膜镀银二次表面镜热控涂层、S781 型白漆、砷化镓太阳能电池片以及太阳能帆板背面碳纤维表面. 其中红外辐射率较高的白漆用于卫星的散热面(+Y 面), F46 涂层用于卫星除散热面和电池板以外的多层隔热材料表面. 四种材料在 8~14 μm 红外波段内的光谱发射率如图 2 所示.

仿真过程中, 光谱分辨率为 0.05 μm , 光谱范围只考虑 8~14 μm 热红外波段. 另外, 本次模拟还会考虑不同工作状态下的卫星红外辐射特征. 工作状态下的卫星, 具有内部热源, 产热量为 50 W; 而非工作状态下的卫星内部无热源.

4.2 空间目标红外辐射模拟结果

依照前文给出的计算参数, 模拟目标在轨周期运行时的温度分布, 进而计算探测器接收到的空间目标红外辐射信号. 当空间目标在地基探测器所在地过境时, 可以根据探测器与目标的相对位置得到计算参数. 地基探测器的地理位置设为北纬 32°、东经 118°. 以目标坐标系为基准, 观测天顶角(相对目标的 Z 轴)为 134°, 方位角(相对目标 X 轴)为 61.8°时空间目标的红外辐射光谱强度如图 3 所示. 图中给出了模拟卫星内载荷工作状态和非工作状态两种条件下红外辐射光谱的计算结果. 由图可见, 计算结果相

图 2 (网络版彩图)卫星表面材料在红外波段的光谱发射率

(a) 散热面, S781 白漆; (b) 帆板正面, 电池; (c) 帆板背面, 碳纤维; (d) 多层隔热材料, F46

图 3 (网络版彩图)探测视角下的空间目标的红外辐射光谱强度

差细微, 难以直接进行分辨.

当探测器连续对目标进行观测之后, 由于观测的时间差, 目标相对于探测器的姿态也会改变, 各部件在观测方向上的投影面积也相应的变化, 从而可以获得目标各组分按不同比例混合得到的红外辐射光谱强度. 基于前文所述的独立成分分析算法, 便能够从观测样本中提取出空间目标的特征.

4.3 空间目标各部件的光谱发射率反演结果

由于独立成分分析不能得到每个组分的方差, 无法用绝对值去衡量结果的正确性. 因此, 需要将计算结果与原发射率光谱均进行标准化处理, 化为均值为 0 且方差为 1 的数据, 再进行比较分析. 通过快速 ICA 算法可以估计出目标含有 3 个部件, 与实际目标所含有的材料类型数目相同. 将计算得到的 3 个独立成分光谱, 与实际材料的发射率光谱对比, 如图 4 所示.

图 4 中, 实线部分是目标本身材料的发射率光谱, 虚线部分是利用快速 ICA 算法得到的结果. 可以看到, 计算得到的独立成分光谱与材料真实的发射率光谱十分接近, 尽管在振幅上有一点误差, 但整体光谱波形基本一致. 由前所述, 误差的存在, 是由于独立成分分析法不能确定成分方差造成的结果. 不过, 通过光谱匹配的方法(如光谱角度匹配法、导数光谱匹配法等)很容易判断该成分的真实材料类型^[14].

4.4 空间目标投影面积与温度反演结果

当目标组分确定之后, 便可以进一步反演目标各部件的温度和投影面积. 根据空间目标轨道和地基探测器坐标的参数设定, 取目标最长的一次过境时间——上午 9:26~9:36, 每隔 10 s 对目标各部件的投影面积和表面温度进行拟合估计.

图 4 (网络版彩图)卫星目标的独立成分反演结果与真实成分的比较

(a) 部件 1 反演结果比较; (b) 部件 2 反演结果比较; (c) 部件 3 反演结果比较

图 5 所示的是卫星太阳能帆板的投影面积和表面温度的拟合结果. 由图可以看到, 部件参数的拟合精度较好, 投影面积和表面温度的整体变化趋势与真实值基本相同.

另外, 可以在图 5 中发现卫星过境时太阳能帆板的参数变化特征. 在图 5(b)中, 太阳能帆板的表面温度发生了阶跃性的变化, 这是因为探测器观测对象从帆板的背面变成了帆板的正面. 相对应的, 在图 5(a)中, 投影面积也在此时减小为零后又反弹增大.

图 6 所示的是卫星散热面的投影面积和表面温

图 5 (网络版彩图)卫星太阳能帆板的投影面积和表面温度拟合结果

(a) 投影面积拟合结果; (b) 表面温度拟合结果

图 6 (网络版彩图)卫星散热面的投影面积和表面温度拟合结果

(a) 投影面积拟合结果; (b) 表面温度拟合结果

度的拟合结果. 与太阳能帆板投影面积变化趋势不同, 散热面的投影面积在过境的前半程与后半程恰好呈轴对称变化, 同时, 散热面的温度在整个过境过程中变化幅度很小. 由图可知, 拟合结果虽然有小幅的波动, 但整体上与真实值吻合较好, 变化规律一致.

图 6(b)所示的是卫星在正常工作情况下散热面的表面温度反演结果. 当卫星的内载荷不工作时, 散热面的表面温度拟合结果如图 7 所示.

由图 7 可知, 卫星散热面在内载荷不工作的时候, 温度确实比内载荷工作时的低. 然而, 在反演的过程中, 事先并不知道卫星载荷正常工作时散热面的温度应该是多少. 因此, 也难以此给出判断卫星内载荷是否正常工作的散热面温度的阈值.

5 总结

本文通过建立在轨空间目标的红外辐射光谱特征计算模型, 模拟了探测器接收到的不同类型目标红外辐射光谱数据, 利用独立成分分析方法和最小二乘拟合方法对空间目标的属性参数进行了反演预测. 反演结果与真实值相比精度较高, 从而验证了独

图 7 (网络版彩图)卫星内载荷不工作时散热面表面的温度拟合结果

立成分分析与最小二乘拟合的结合方法能够很好地提取空间目标的组分信息, 实现对目标部件的属性预测. 当然, 模拟计算也具有一定的局限性, 在模型的处理上采取了一些简化措施, 然而这些简化手段都经过合理的分析而采用的, 所以实际的计算精度必定控制在较小的范围内.

综上所述, 本文所提出的空间目标红外辐射特征提取的研究思路和计算方法, 系统且完整, 合理且有效. 研究成果对于真伪空间目标的判断, 以及空间目标类型的分类辨别具有十分重要的参考价值.

参考文献

- Seniw W P. LWIR observations of geosynchronous satellites. In: Miller R W, Sridharan R, eds. Proceedings of the 1993 Space Surveillance Workshop (11th). MIT Lincoln Laboratory, 1993
- Jorgensen K, Africano J L, Stansbery E G, et al. Determining the material type of man-made orbiting objects using low-resolution reflectance spectroscopy. In: Pirich A R, Repak P L, Idell P S, et al. Multifrequency Electronic/Photonic Devices and Systems for Dual-Use Applications. San Diego, July 29, 2001. 237-244
- 徐晖, 孙仲康. 卫星及其诱饵的表面瞬态温度场. 国防科技大学学报, 1994, 16: 12-18
- 张永阳. 空间目标红外辐射特性研究与基于光谱的空间点目标特征提取. 硕士学位论文. 南京: 南京理工大学, 2007
- 舒锐. 卫星目标识别与特征参数提取方法研究. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010
- 韩玉阁, 宣益民. 卫星的红外辐射特征研究. 红外与激光工程, 2005, 34: 34-37
- 闵桂荣. 卫星热控制技术. 北京: 宇航出版社, 1991
- Cardoso J F. Blind signal separation: Statistical principles. Proc IEEE, 1998, 86: 2009-2025
- Hyvärinen A, Oja E. Independent component analysis: Algorithms and applications. Neural Netw, 2000, 13: 411-430
- Hyvärinen A, Oja E. A fast fixed-point algorithm for independent component analysis. Neural Comput, 1997, 9: 1483-1492
- Cover T M, Thomas J A. Elements of information theory. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2012
- Hyvärinen A. Fast and robust fixed-point algorithms for independent component analysis. IEEE T Neural Netw, 1999, 10: 626-634
- Coleman T F, Li Y. On the convergence of reflective newton methods for large-scale nonlinear minimization subject to bounds. Math Program, 1994, 67: 189-224
- 许卫东, 尹球, 匡定波. 地物光谱匹配模型比较研究. 红外与毫米波学报, 2005, 24: 296-300

Properties prediction of space objects based on infrared radiative characteristics

YANG Fan^{1,2}, XUAN YiMin¹ & HAN YuGe¹

¹ School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

² Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing Key Laboratory of Environment & Reliability Test Technology for Aerospace Mechanical & Electrical Products, Beijing 100094, China

The systematic analysis method was proposed to predict space objects' properties such like temperature or emissivity, taking advantage of infrared radiative measurement data. Further the type and operating status of space object can be determined. Through the simulation model of space object infrared spectral radiation, the infrared spectral signals received by detector were calculated. Utilizing independent component analysis method, the spectral emissivities of different materials were retrieved, and the number of components and type of materials were both determined. Then the projected areas and surface temperatures of various components were retrieved using the fitting method of least-squares. The simulation results demonstrated that the deviations of parameter retrieving are very small through this method, and the prediction is implemented successfully for the properties of space objects. The research has very important significance in determination space object type and status of judges.

space object, infrared detection, spectral characteristic, retrieval

doi: 10.1360/N092015-00270