

基于点目标测量的空间目标特性识别技术

庄绪霞, 阮宁娟, 赵思思

(北京空间机电研究所, 北京 100190)

摘要: 空间目标识别有利于掌握空间目标的运行状态和在轨行为。点目标测量是获取空间目标数据源的主要手段。针对从多种特性参数融合后的点目标测量信息解算空间目标特性难度大的问题, 分析了空间目标的基本属性, 包括几何特性、材料特性、光度特性等, 研究了国外几种基于点目标测量信息的空间目标识别方法的基本原理和实现途径。研究表明: 通过合理的解算算法设计, 可以对点目标测量信息进行深度挖掘, 识别出有效信息。

关键词: 空间目标; 识别; 点目标

中图分类号: TP391 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.S126001

Characterization techniques of space objects based on point target information

Zhuang Xuxia, Ruan Ningjuan, Zhao Sisi

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100190, China)

Abstract: Characterization of space objects creates a better understanding about the operational status and behavior of the RSO and point target detection is the main means to obtain information of space objects. While it is difficult to derivate the object characteristics from the product resulted from many unknown parameters, and amied to this problem, basic properties of the space objects were analyzed in this paper, then several advanced characterization methods were researched. The results show through proper algorithm design, much effective information could be mined from mesured data of point targets.

Key words: space objects; characterization; point target

收稿日期: 2016-02-01; 修订日期: 2016-03-15

基金项目: 国家 863 计划(2015AA7046401)

作者简介: 庄绪霞(1987-), 女, 工程师, 硕士, 主要从事空间光学遥感器设计与仿真分析、空间目标监视等方面的研究。

Email: zhuang_xx@163.com

0 引言

随着空间资产数量的日益增加,有必要基于空间目标的特性进行数据的科学管理。美国空间司令部目前可以跟踪 20 000~30 000 的空间目标^[1]。但是,预计空间上的目标数量将达到 100 000~500 000 个,由于 1 cm 以上的空间碎片也将会对航天器造成毁灭性的伤害,因此有必要实现对整个空间目标的完整编目。目前国际上最全面的空间目标编目数据库主要是对目标的轨道、用途、国别等进行编目登记,在一些特征上的识别尚不完善,而空间目标特征的识别有助于更好地理解目标的运行状态和在轨行为,因此,需要进一步深入研究。空间目标属性的获取需要基于合理的空间目标识别方法,国际上越来越多地采用基于点目标测量信息的方法来进行空间目标特性的识别^[2-3]。文中将从空间目标属性出发,综述国际上先进的基于点目标探测信息的空间目标识别方法。

1 空间目标基本属性

空间目标的属性信息丰富,其代表特性包括轨道特性、姿态特性、材料特性、几何特性等。

(1) 轨道特性

由于除探月及星际探测外,人类的航天活动主要在地球同步轨道以内进行,按照轨道的分布特点将轨道类型分为 5 种,分别为低轨道(LEO, Low Earth Orbit)、中轨道(MEO, Medium Earth Orbit)、高轨道(HEO, High Earth Orbit)、静止轨道(GEO, Geostationary Earth Orbit)和临界轨道(Critical Earth Orbit, CEO),不同轨道的空间目标特点如表 1 所示。

除了轨道的分布和运动外,轨道特性还包括其是否可控,失控的轨道会在摄动力的影响下逐渐偏离预先轨道。

(2) 姿态特性

按目标姿态稳定方式,其姿态特性可分为三轴稳定类、翻滚类和自旋稳定类。正常工作的卫星一般为三轴稳定或自旋稳定,而失效的卫星和空间碎片等的姿态由于缺乏控制,通常为无规律的翻滚型。

(3) 材料特性

太阳翼上贴有半导体硅片或砷化镓片,靠它们

将太阳光的光能转化成电能。卫星本体表面通常贴附有温控涂层,如聚酰亚胺等。由于不同的目标采用不同的材料,导致观测到的光谱曲线存在一定的差异。借助光谱曲线的特点可以开展目标的识别。如图 1 所示,由于航天器上的太阳帆板通常在紫外——蓝色之间的反射较强烈,因此可以根据其光谱曲线判断是否是卫星还是碎片。

表 1 不同轨道的空间目标特点

Tab.1 Characteristics of space objects of different orbits

Type	Characteristics A	Characteristics B
LEO	Height: $\leq 2\ 000$ km Period: 1.5~3 h Velocity: 7~8 km/s	Strong atmospheric effect Strong gravitational perturbation
MEO	Height: 20 000~35 876 km Period: 12 h Velocity: 4 km/s	Medium atmospheric effect Little gravitational perturbation
HEO	Height: 1 000~40 000 km Period: 12h Velocity: 3~7.5 km/s	Large eccentricity
GEO	Period: 24 h Velocity: 4 km/s	Obvious solar pressure
CBO	Height: 110~120 km	Obvious atmospheric effect

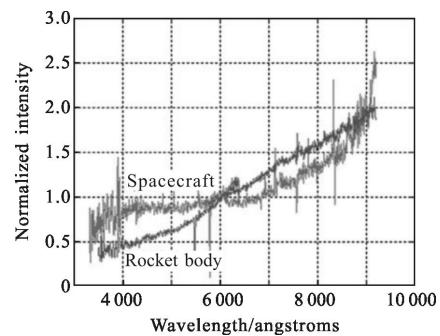


图 1 卫星和火箭体的归一化光谱曲线

Fig.1 Unified spectral curves of satellite and rocket

(4) 几何特性

空间目标的形状多种多样,包括箱形、圆柱形、三棱柱形、平板形等,尺寸也不一,以中等或大型卫星为例,通常尺寸在 2 m 以上,小卫星的尺寸可以达到厘米量级,而空间碎片的尺度也不一,从微型到米级都有。一般卫星的外形与采用何种姿态稳定有关。

以双自旋稳定卫星为例,外形一般采用圆柱形;而采用三轴姿态稳定控制的外形多数采用长方体,也即箱形^[4-5]。太阳电池的构型有单翼、对称双翼等,典型的卫星几何特性如表 2 所示。

表 2 不同类型的卫星的几何形状及尺寸

Tab.2 Geometric shape and size of different

satellites		
Type	Name	Shape and size
Missile warning satellites	SBIRS	Box 4 m×3 m×2 m
	Syracuse	Box 4 m×2.3 m×2.3 m
	WGS	Box 7.3 m×3.8 m×3.4 m
Communicational satellites	XTAR-EUR	Box 5.4 m×2.8 m×2.2 m
	JCSAT-10	Box 5.5 m×2.2 m×2.2 m
	Koreasat	Box 4 m×2.2 m×2 m
	NSS-10	Box 5.1 m×2.2 m×2 m
	GOES	Cylinder 4.2 m×1.9 m
Meteorological satellites	Himawari	Cylinder 2.2 m×3.5 m
	MetSat	Box 1.6 m×1.6 m×1.1 m
	Meteor	Cylinder 1.4 m×2.2 m
	MeteoSat	Cylinder 3.2 m×3.7 m
Remote sensing satellites	IKONOS	Cylinder 1.8 m×1.6 m
	SPOT	Box 3.1 m×3.1 m×5.7 m
	MSG	Cylinder 3.2 m×3.7 m

空间碎片的来源很多,形状各异,尺度不一,其中典型的空间碎片实物图如图 2 所示。图 2(a)为太阳帆碎片;图 2(b)为铝合金碎片。

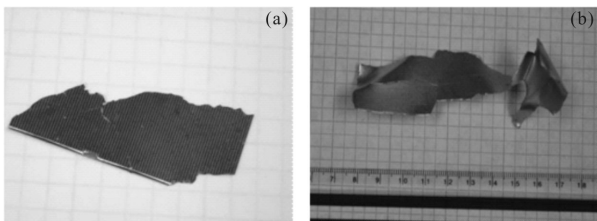


图 2 空间碎片示意图

Fig.2 Images of space debris

空间目标的几何特性的差异将导致目标的光度、辐射特性的变化。

(5) 光度特性

当表面是完全光滑的,反射特性为镜面反射;当表面为完全粗糙时,则简化为朗伯反射体,其反射为

漫反射,与方向有关;更一般的是利用双向反射分布函数 BRDF 进行建模,适用于复杂表面。但通常将全反射和漫反射结合就足够了。

目标的反射特性是卫星轨道参数、卫星姿态、表面材料、卫星几何结构的综合体现。目标星等与相位函数 $P(\psi)$ 密切相关,如下所示^[6]:

$$m_{\text{obj}} = m_{\text{sun}} - 2.5 \log \left[\frac{\pi d^2}{R^2} (\rho_{\text{spec}} P_{\text{spec}}(\psi) + \rho_{\text{diff}} P_{\text{diff}}(\psi)) \right] \quad (1)$$

式中: ψ 为相位角; ρ_{spec} 为反射率; ρ_{diff} 为散射率; d 为目标直径; R 为目标星与观测星之间的距离; P_{spec} 为镜面反射相位函数; P_{diff} 为漫反射相位函数。

不同形状的相位函数是不一致的,以球形目标为例,其镜面反射相位函数和漫反射相位函数分别为^[7]:

$$P_{\text{spec}}(\psi) = \frac{1}{4\pi} \quad (2)$$

$$P_{\text{diff}}(\psi) = \frac{2}{3\pi^2} [\sin(\psi) + (\pi - \psi) \cos(\psi)] \quad (3)$$

(6) 辐射特性

目标的辐射特性与目标表面温度、尺寸、材料等密切相关。空间碎片的温度范围为 100~400 K,辐射谱主要集中在 7~30 μm ; GEO 卫星的温度约在 270~380 K^[8]。

空间目标的识别即是对上述属性的识别。

3 空间目标识别方法研究

光学探测是获取空间目标信息的重要手段之一,基于高分辨率成像是识别空间目标细节的传统且重要手段,然而高分辨率成像系统的成本高,成像范围有限,效能相对较低,研究的重点越来越多集中在了基于点目标成像的方法来进行目标识别。基于光学手段的点目标成像可以获取到空间目标的辐射信息、光度信息、天文测角信息及光谱信息。目前,天文测角信息主要用于目标的定轨,确定目标的轨道特性。基于光度信息、辐射信息、光谱信息等也已开始应用于空间目标的姿态、温度、形状、材料特性的识别等。而从多种特性参数融合后的光度、辐射、光谱信息等解算空间目标特性是一个病态问题,因为其未知量的个数远多于方程的个数。针对这一问题,国际上提出多种识别的方法^[8-15],如下所示。

3.1 基于变化的光度特征的目标特性识别

空间目标的光度特性中包含漫反射分量和镜面反射分量,只有当入射角和出射角相等时,才能观测

到镜面反射, 卫星上的太阳帆板呈现较为明显的镜面反射特性, 对卫星光度特征贡献很大。但是不同的姿态、形状等将导致镜面反射出现的时机不同, 导致光度特征呈现一定的变化规律, 可利用这一变化规律进行姿态控制类型等特性的识别。

(1) 基于变化的光度特征识别卫星姿态

空间目标在太空中运行时, 随着时间的变化、轨道的运动和姿态的变化, 接收到的光度信息也将呈现相应的变化规律。根据变化的光度特征可以对卫星的姿态进行识别。美国的天基可见光相机 SBV 在轨验证了基于变化的光度特征进行目标姿态控制类型识别这一方法^[9]。研究对象分别为自旋稳定卫星和三轴对地稳定卫星。

对于自旋圆柱形卫星, 太阳电池贴在圆柱表面, 太阳光线每年在±23.5°内变化。太阳电池的柱形对称分布导致形成垂直于赤道面的空间圆锥形反射光面, 如图 3 所示。当太阳赤纬在±10°(根据地球直径、轨道高度等得出)以内, 反射的光面才能被相机观测到。这意味着每年两次, 每次有 50 天的时间每轨都可以观测到镜面反射。

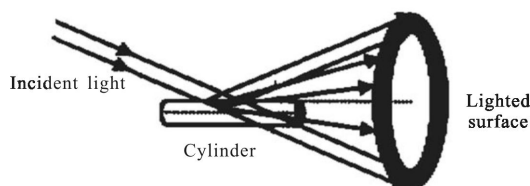


图 3 圆柱形目标反射特性

Fig.3 Reflective characteristics of cylindrical objects

对于三轴姿态稳定的卫星, 太阳帆板始终对日定向, 因此要观测到其镜面反射, 对应的相位角是严格限制的, 依赖于太阳帆板法线和目标与太阳之间的矢量, 因此, SBV 将以特定的相位角观测这些目标的镜面反射, 并不是每一轨都能观测到。

而对于翻滚的目标, 其姿态变化频率较快, 可以以较短的周期观测到镜面反射分量。

因此, 利用长期观测的光度观测数据中的镜面反射特性, 结合观测相机在空间中的位置和观测时间, 可实现对目标姿态控制类型的识别。

(2) 基于光度特性微分识别目标材料

由于卫星的光度特征包含了太阳帆板、卫星本体的贡献, 而通常太阳帆板和本体的材料特性不

一致, 为了识别本体的材料, 需要将本体和太阳帆板的贡献区分出来。Tamara Payne 等人基于一系列假定和光度特性微分开展了这一工作^[10]。具体思路如下所示。

假定卫星由多个平面组成, 每个平面对应有一个太阳入射角度 β 和相位角 γ , 如图 4 所示。

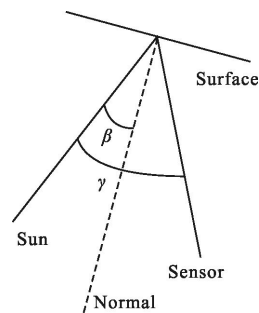


图 4 几何关系示意图

Fig.4 Sketch map of geometric relationship

将目标看做朗伯体, 则归一化的能量如下:

$$I = L \cos \beta \cos(\gamma - \beta) = \frac{L}{2} (\cos \gamma + \cos(\gamma - 2\beta)) \quad (4)$$

式中: L 为反射率和面积之积。

目标由 n 个平面组成, 则其归一化的亮度为:

$$I = \sum_{f=1}^n \frac{L_f}{2} (\cos \gamma + \cos(\gamma - 2\beta_f)) \quad (5)$$

式中: L_f 和 β_f 分别为第 f 个面的反射率面积之积及太阳入射角。

由于太阳帆板的镜面反射, 将导致光度特性呈现较为快速突出的变化, 光度特征最大峰值对应的点即为镜面反射出现的相位角, 如图 5 所示。在这峰值附近, 光度特征变化非常快, 可利用亮度的快速变化特征提取太阳帆和本体的光谱反射光谱。假定镜面反射峰值定义在 $\cos(\gamma - \delta/2) > 0.98$, 亮度的微分为:

$$dI = \left\{ \sum_{f=1}^n \frac{L_f}{2} (-\sin \gamma + \sin(\gamma - 2\beta_f)) + \sum_{f=1}^n \frac{1}{2} \frac{dL_f}{d\gamma} (\cos \gamma + \cos(\gamma - 2\beta_f)) \right\} d\gamma \quad (6)$$

当相位角接近镜面反射角时, 太阳帆亮度的变化率为正, 当超过镜面反射角后, 亮度的变化率为负。由于镜面反射区域非常窄, 在此区域, 本体的反射变化率看做是恒定。将镜面反射前后的变化率相减, 可以将本体的贡献减掉, 得到的完全是太阳帆板

的贡献。将镜面反射前后的变化率相加,可将太阳帆板的贡献抵消掉,得到的结果完全是反应卫星本体亮度变化的值。这样就将太阳帆板和本体区分出来,然后可根据多光谱数据对材料特性进一步识别。

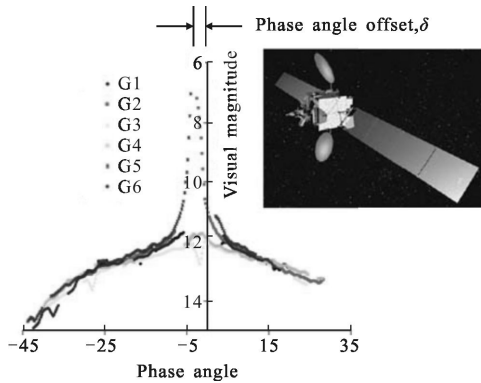


图 5 光度特征曲线

Fig.5 Curve of photometric characteristics

3.2 基于光谱解混的材料特性识别

对于三轴稳定卫星,具备非周期性的光度特性。通常反射光从多种材料上反射而来,而点目标测量结果是多种材料混合的结果,要想识别出目标的材料组成,需要进行光谱解混^[11]。

解混计算的步骤如下:首先给出常见的目标材料光谱和目标的亮度数据。图 6 为不同材料的光谱特性。设定光度信息包含 n 个波段,材料光谱数量 $m \geq 3$ 。通常 $n < m$ 。算法首先假定每个光谱均对光度信息有相同的贡献,接着确定每个光谱的权重,使得到的反射率在不同的时刻以最优的精度与观测到的光度数据吻合。采用这种方法的缺点是不能保证提供完整的材料库。

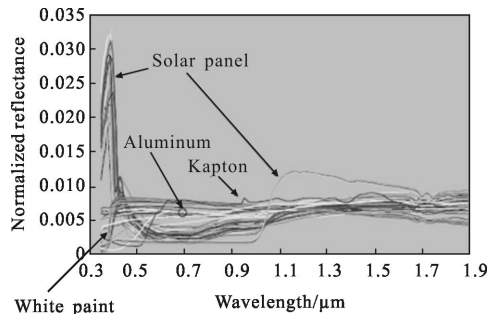


图 6 不同材料的光谱特性

Fig.6 Spectral characteristics of different materials

3.3 基于红外辐射数据的目标特性识别

E.M. Gaposchkin 等人基于 IRAS 红外天文望远

镜观测到的空间目标数据开展了目标温度特性的识别^[12]。IRAS 有四个波段,分别为 $12 \mu\text{m}$ 、 $25 \mu\text{m}$ 、 $60 \mu\text{m}$ 和 $100 \mu\text{m}$ 。为了确定目标温度,首先假定在不同波长下的目标发射率一致,其次将目标看做一个黑体,最后根据在 $12 \mu\text{m}$ 处得到的目标信号和 $25 \mu\text{m}$ 处得到的目标信号的能量比值确定目标的温度。如图 7 所示,根据 1 500 组测量数据统计得出目标的温度在 300 K 左右。

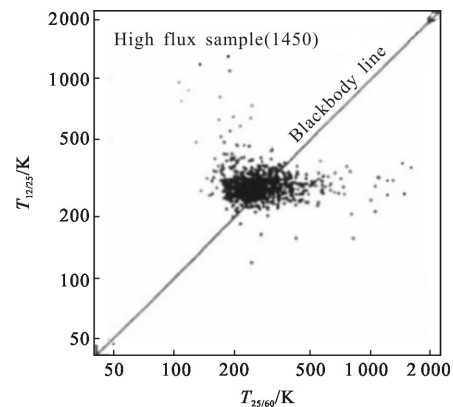


图 7 IRAS 试验结果

Fig.7 Experimental result of IRAS

Paul D. McCall 等人基于热平衡理论及目标进入地影区的红外特性的变化开展了目标材料吸收率与发射率之比识别的研究^[13]。理论基础如下所示。

假定目标为球形目标,当目标达到热平衡时,目标发射的能量等于吸收的能量,由此得到公式(7):

$$\alpha \pi r^2 E_{\text{inc}} = \varepsilon (4 \pi r^2 / 3) \sigma T^4 \quad (7)$$

式中: r 为目标半径; α 为吸收率; ε 为发射率; E_{inc} 为入射的太阳光。

因此目标表面温度为:

$$T = [0.75(\alpha/\varepsilon)E_{\text{inc}}/\sigma]^{0.25} \quad (8)$$

因此目标的温度不依赖于目标的尺寸,仅依赖于目标的吸收率和发射率的比值 α/ε 。

定义在地影处接收的能量为 P_0 , 出地影后接收的能量为 P_1 , 定义能量变化参量 L 为:

$$L = 10 \log \left(\frac{P_1}{P_2} \right) \quad (11)$$

当目标在地影区和出地影后,空间碎片受光照条件影响,温度将有非常大的变化,利用进出前后的能量变化参量 L 可以一定程度上反演出目标的 α/ε 。

4 结论

文中介绍了空间目标的基本属性,针对从点目

标中解算空间目标特性这一问题, 列举几种先进的空间目标识别算法, 可以为后续开展空间目标识别提供参考。

参考文献:

- [1] Fruh C, Jah M, Valdez E, et al. Taxonomy and classification scheme for artificial space objects [C]//2013 AMOS (Advanced Maui Optical and Space Surveillance) Technical Conference, 2013.
- [2] Wang Fugang, Zhang Wei, Wang Zhile. A calculation method for space target optical characteristics based on local region surface mesh-creation [J]. *Spacecraft Recover & Remote Sensing*, 2012, 33(2): 81–87. (in Chinese)
王付刚, 张伟, 王治乐. 基于区域网格化的空间目标光学特性计算方法[J]. *航天返回与遥感*, 2012, 33(2): 81–87.
- [3] Zhang Keke, Zhou Feng, Fu Danying. Research on space-based surveillance visible sensor [J]. *Spacecraft Recover & Remote Sensing*, 2005, 26(4): 10–14. (in Chinese)
张科科, 周峰, 傅丹鹰. 天基空间目标监视可见光遥感器研究[J]. *航天返回与遥感*, 2005, 26(4): 10–14.
- [4] Peng Chengrong. *Spacecraft Systems Engineering* [M]. 2nd ed. Beijing: Science and Technology of China Press, 2001: 570–573. (in Chinese)
彭成荣. *航天器系统工程* [M]. 第 2 版. 北京: 中国科学技术出版社, 2001: 570–573.
- [5] Zhang Qi, Fu Fei. *Space Recognition Guide* [M]. 2nd ed. Beijing: Posts & Telecom Press, 2012. (in Chinese)
张琪, 付飞. *航天器鉴赏指南* [M]. 第 2 版. 北京: 人民邮电出版社, 2012.
- [6] James R Shell. Optimizing orbital debris monitoring with optical telescopes [C]//Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2010.
- [7] William E Krag. Visible magnitude of typical satellites in synchronous orbits[J]. *Massachusetts Institute of Technology*, 1974: 1–36.
- [8] McCall Paul D, Naudeau Madeleine L, Adjouadi M, et al. Debris characterization techniques via unresolved long-wave infrared imaging from a space-based platform [J]. *Journal of Applied Remote Sensing*, 2014(8): 1–13.
- [9] Lambour R, Bergemann R, Von Braun C, et al. Space-based visible space object photometry: initial results[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(1): 159–164.
- [10] Tamara Payne, Anil Chaudhary. Signature intensity derivative and its application to resident space object typing [C]//Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2009: 1–11.
- [11] Hall D, Hamada Kris, Kelecy Thomas, et al. Surface material characterization from non-resolved multi-band optical observations [C]//Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2012: 1–12.
- [12] Gaposchkin E M, Bergemann R J. Infrared detections of satellites with IRAS [C]//Proc MIT Lincoln Laboratories Space Control Conference, 1995: 1–32.
- [13] Price S D, Egan M P. Spaced based infrared detection and characterization of near earth objects [J]. *Adv Sp Res*, 2001, 28(8): 1117–1127.
- [14] Kervin P W, Africano b J L, Sydney P F, et al. Small satellite characterization technologies applied to orbital debris [J]. *Adv Sp Res*, 2005, 35(7): 1214–1225.
- [15] Lambert J V, Osteen T J, Kraszewski W A. Determination of debris albedo from visible and infrared brightnesses [C]//SPIE, 1993, 1951: 32–36.