

文章编号: 1672-8785(2015)12-0001-07

星载小型线性渐变滤光片型成像 光谱仪设计

李文杰 王成良 石斌斌 欧阳琰 彭赛阳

(空军预警学院, 湖北武汉 430019)

摘 要: 针对目前成像光谱仪在小卫星平台上的应用需求, 设计了一种线性渐变滤光片型成像光谱仪。采用线性渐变滤光片作为分光器件, 可实现结构小型化、缩短研发周期、减少研制成本, 并能提高系统的空间分辨率、信噪比和可靠性。该方法适用于微纳卫星平台, 因此具有良好的应用前景。通过总体设计确定了相关技术指标, 并对其进行了分析和计算。在此基础上, 对光学系统和分光系统的参数进行了设计。最后对系统的整体信噪比进行了分析。结果表明, 该系统的成像性能优良, 可满足观测需求, 并达到了预期的设计目的, 为下一步的系统实现提供了理论依据。

关键词: 微纳卫星; 线性渐变滤光片; 成像光谱仪; 小型化; 空间分辨率

中图分类号: TH744.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2015.12.001

Design of Spaceborne Miniature Imaging Spectrometer Based on Linear Variable Filter

LI Wen-jie, WANG Cheng-liang, SHI Bin-bin, OUYANG Yan, PENG Sai-yang

(Air Force Early Warning Academy, Wuhan 430019, China)

Abstract: According to the demand of imaging spectrometers for mini satellite platforms, an imaging spectrometer based on a linear variable filter is designed. By using the linear variable filter as a light splitter, the miniaturization of system structure, the reduction of development period and cost and the improvement of spatial resolution, signal-to-noise ratio and reliability can be realized. Because the method is suitable for micro/nano satellite platforms, it has a good application prospect. According to the overall design, the related specifications are determined, analyzed and calculated. On this basis, the parameters of the optical system and the splitter system are designed. Finally, the overall signal-to-noise ratio of the system is analyzed. The results show that the system has good imaging performance and can meet the observation requirement. Thus, the expected design purpose is achieved. The theoretical basis is provided for the implementation of the system in next step.

Key words: micro/nano satellite; linear variable filter; imaging spectrometer; miniaturization; spatial resolution

收稿日期: 2015-11-03

作者简介: 李文杰 (1991-), 男, 福建莆田人, 硕士研究生, 主要研究方向为红外光电探测技术。

E-mail: kfcvs@qq.com

0 引言

随着对地观测需求的不断增加,星载成像光谱仪已经成为遥感应领域中的研究热点。根据工作原理的不同,成像光谱仪可以分为色散型、干涉型、滤光片型和计算光谱成像型等几种。其中,滤光片型成像光谱仪又可分为可调谐滤光片型、滤光片阵列型以及线性渐变滤光片型三种^[1]。目前,星载成像光谱仪大多以色散型和干涉型为主,其分光结构较为复杂,以至于系统小型化受到限制;而且由于研制周期较长和成本较高,该仪器并不适用于小卫星平台。

针对上述现状,本文设计了一种线性渐变滤光片型成像光谱仪。通过将线性渐变滤光片与探测阵列相结合,这种成像光谱仪具有多光谱探测和结构小型化等特点,并提高了系统的空间分辨率、信噪比和可靠性,缩短了设计周期,减小了研制成本,因此拥有良好的应用前景。随着线性渐变滤光片制备工艺的不断提升,该仪器的性能将会持续提高。

1 系统成像原理

图 1 所示为线性渐变滤光片型成像光谱仪

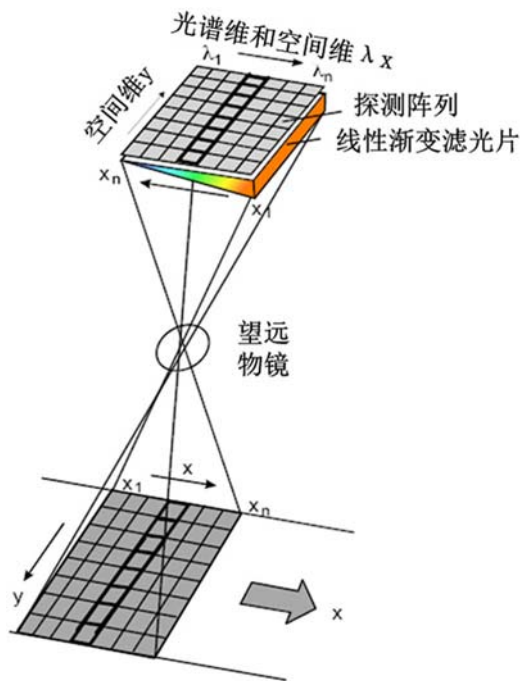


图 1 系统成像原理的示意图

的成像原理。通过在成像光谱仪的探测阵列表面上安装线性渐变滤光片,使得探测阵列的每一行像元对应于不同波段的光谱。因此,整个探测单元就可以覆盖较宽的光谱范围。

线性渐变滤光片型成像光谱仪主要利用平台的沿轨运动进行扫描成像,其探测阵列的每一行像元沿着线性渐变滤光片的一维光谱方向进行推扫,同时还进行空间维成像,以获取二维空间信息,从而得到光谱图像数据立方体。其中,每一个地面区域所对应的光谱图像数据都是不同时间、不同行像元所获信息的组合^[2-4]。

2 系统总体设计

本文设计的小型线性渐变滤光片型成像光谱仪具有空间分辨率高、结构小型化等特点,所以适用于微纳卫星平台,即重量为 1~100 kg 的小型卫星。该卫星拥有成本低、灵活性强、设计周期短以及便于组网等优势^[5]。图 2 所示为系统的整体结构设计。

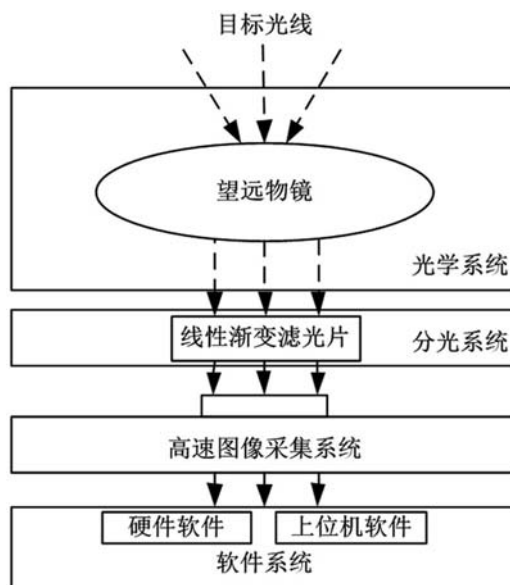


图 2 系统的整体结构框图

由于在功能上相当于多个带通滤光片,线性渐变滤光片可以代替复杂的分光器件,从而简化系统结构,以至于系统的整体重量和体积降至最小。

整个工作流程如下:基于卫星平台的运动,成像光谱仪系统采取凝视扫描的方式对地面场

景进行成像; 来自目标的光线通过光学系统进入成像光谱仪的内部, 然后由紧贴在图像传感器表面上的线性渐变滤光片完成分光工作, 使图像传感器的不同行像元对应于不同波长的光谱, 同时获得整个波段的光谱信息; 与此同时, 高速图像采集系统开始采集光谱图像信息, 然后将光信号转换为数字信号, 并由数传模块将其传输至卫星的通信模块, 最后传输回地面进行数据处理、显示和存储。

下面介绍一下本文设计的主要思路:

(1) 通过采用线性渐变滤光片进行分光, 可以实现系统结构紧凑、响应速度快、信噪比高、抗振动能力强、造价低等目标;

(2) 能够搭载在微纳卫星平台上, 并能满足小型化的设计需求;

(3) 通过将高速图像采集系统与线性渐变滤光片相结合, 不仅可以实现多光谱探测 (包含可见光到近红外波段), 而且还可以获得高空间分辨率的成像性能。

3 系统技术指标的确定

由于本文设计的成像光谱仪面向的是易于

实现组网且快速响应的微纳卫星平台, 我们在制定技术指标参数时需要对其轨道高度和成像方式等方面进行综合考虑。表 1 列出了系统设计中的主要技术指标。

表 1 总体技术指标

性能指标	参数
运行轨道	太阳同步轨道 (600 km)
成像方式	凝视扫描
工作波段	可见光、近红外
光谱范围	500 ~ 800 nm
波段数	20
角分辨率	3 μ rad
曝光时间	0.2 ms
信噪比	$\geq 60@Avg$ (500 ~ 800 nm)
刈幅	≥ 4.5 km

本文系统在 600 km 轨道上具有 3 μ rad 大小的角分辨率, 即一个像元所对应的地面采样距离 (Ground Sample Distance, GSD) 为 1.8 m。与各国已发射的小卫星上搭载的高分辨率成像光谱仪 (见表 2) 相比, 该数据具有一定的先进性。

表 2 各国已发射的小卫星上搭载的成像光谱仪的空间分辨率

型号	国家	多光谱空间分辨率 (m)	发射时间
地平线-9	以色列	2.5	2010-06-22
OrbView-3	美国	4	2003-06-26
北京二号	中国	4	2015-07-11
NigeriaSat-2	尼日利亚	5	2011-08
TopSat	英国	5	2005-10-27

3.1 指标分析

3.1.1 运行轨道

根据对地观测任务的特点, 本文系统运行在高度为 600 km 的太阳同步圆轨道上。选择该轨道的原因如下^[6-7]:

(1) 轨道高度较低, 容易满足高空间分辨率的需求, 并能保证所获图像的质量;

(2) 为了对地面进行动态监测并及时发现最新态势, 运行轨道的周期不能太长, 而且星下点

的轨迹也要按照一定周期重复, 并且越短越好;

(3) 在利用可见光波段对指定目标区域进行监测时, 目标的环境应足够明亮, 以便获得高质量图像, 而太阳同步轨道则可实现在探测同一地面场景时始终处于明亮且亮度一致的状态;

(4) 当光学成像系统在圆轨道上进行观测时, 无需进行复杂的变焦操作, 因此能够降低系统的复杂性。

3.1.2 成像方式

目前,星载成像光谱仪系统大多以光机扫描式和推扫式为主,而凝视成像应用则还处于发展阶段。通过综合评估系统的各方面需求,本文选用凝视成像方式。这样不仅可以降低整体结构的复杂性,减小系统的重量和体积,而且还可以提高可靠性。

3.1.3 曝光时间

卫星平台运行在高度为 600 km 的太阳同步圆轨道上,其运行周期为

$$T = 0.00995a^{3/2} \quad (1)$$

式中, a 为地球半径 R 与卫星的运行轨道高度 H 之和。将地球半径 $R=6378.14$ km 和轨道高度 $H=600$ km 代入式 (1) 可得,卫星的轨道周期为 $T=5800$ s。

卫星相对于地面的运行速度为

$$v = \frac{2\pi R}{T} \quad (2)$$

将地球半径 R 和运行周期 T 代入式 (2) 可得, $v=6.91$ km/s。

采样速率为卫星的相对速度与空间分辨率之间的比值,即

$$s = \frac{v}{GSD} \quad (3)$$

将 $GSD=1.8$ m 代入式 (3) 可得,采样速率为 $s=3838.6$ s⁻¹。

对于凝视成像系统而言,目标光线在像元上的最大驻留时间 τ 等于采样速率 s 的倒数,即

$$\tau = \frac{1}{s} \quad (4)$$

将 $s=3838.6$ s⁻¹ 代入式 (4) 可得, $\tau=0.26$ ms。因此,图像传感器的曝光时间不能大于该时间,否则就会产生像移,导致图像质量下降。综合以上分析,我们将系统的曝光时间设置为 0.2 ms。

3.2 图像传感器的选取

本文选用美国仙童半导体公司生产的 CIS2521F 型图像传感器作为成像核心(其具体参数见表 3)。我们基于以下考虑选择这种图像传感器:

表 3 CIS2521F 型图像传感器的性能参数

性能	参数
有效成像像素	2560 (水平)×2160 (竖直)
有效感光面积	16.6 mm×14.0 mm
像元大小	6.5×6.5
读出噪声	<2e ⁻ RMS (卷帘快门 30 帧/s 读出模式)
量子效率	≥55%
快门模式	卷帘快门和全局快门
最大帧速率	100 帧/s (卷帘快门模式) 50 帧/s (全局快门模式)

(1) 系统采用凝视扫描方式进行对地成像,因此探测器应选择面阵探测器。

(2) CMOS 图像传感器的电路结构比较简单,并高度集成了光敏器件、放大电路、A/D 转换电路、时序发生电路和数字信号处理电路等。与 CCD 图像传感器相比,该传感器具有集成度高、帧频高、电路简单、体积小、可靠性强以及成本低等优势。

(3) 图像传感器在穿轨方向上的像元个数等于系统刈幅与系统空间分辨率的比值。设计要求刈幅不低于 4.5 km,即要求图像传感器在穿轨方向上的像元个数不少于 2500,而且在成像光谱仪的工作波段(500~800 nm)内,图像传感器应具有较好的光谱响应。

图像传感器的分辨率为 2560×2160。同时,为了获得更精确的图像信息,我们采用 22 bits 的图像数据位宽。系统的帧速率为 10 fps,由此可得出数据率: 2560×2160×22 bits×10 fps=1.22 Gbps=152 Mbyte/s。

4 前端系统结构参数的确定

4.1 光学系统结构

常用的光学系统有透射式、全反射式和折反射式三种。其中,透射式光学系统的光学效率低,结构比较复杂,体积大,并存在色差现象,因此不符合设计要求。离轴三反射系统具有工作波段宽、光学效率高以及无色差等诸多优点,但是在安装调试上却存在较大难度,而且加工成本也相对较高。在目前的实际应用中,卡塞格林

系统的使用相对比较广泛。该系统具有结构简单、安装调试比全反射式光学系统简单、成像质量高、体积小、焦距长、焦点可位于主镜后面以及对环境变化不敏感等优点。因此, 本文从满足性能指标需求和降低成本两方面考虑, 选用卡塞格林光学系统。

4.2 光学系统参数

4.2.1 口径

成像光谱仪的空间分辨率不仅取决于图像传感器的性能, 而且还受到光学系统角分辨率的限制。光学系统的极限角分辨率可表示为

$$\alpha = \frac{1.22\lambda}{D} \quad (5)$$

式中, α 为物镜的极限角分辨率; λ 为入射光的典型波长; D 为口径。在理想情况下, 成像光谱仪光学系统的极限分辨率应与系统的瞬时角分辨率相匹配, 即 $\alpha=3 \mu\text{rad}$ 。当入射光的典型波长 λ 取 500 nm 时, 由式 (5) 可得物镜口径 $D=203.3 \text{ mm}$ 。

4.2.2 焦距

对于光学系统而言, 可采用艾里斑半径来衡量其线分辨率:

$$f_{\alpha} = \frac{1.22\lambda f}{D} \quad (6)$$

式中, f 为光学系统的焦距。则光学系统的艾里斑直径可写成:

$$D_{\text{Airy}} = 2.44\lambda F \quad (7)$$

式中, F 为光学系统的 F 数。当艾里斑刚好覆盖两个像元时, 图像传感器对光学系统信息的采样效果最佳, 即

$$2.44\lambda F = 2P \quad (8)$$

经计算可得, 光学系统的 F 数为 10.6, 系统焦距 f 为 2167 mm。

4.2.3 视场

图像传感器的有效感光面积为 $16.6 \text{ mm} \times 14.0 \text{ mm}$ 。视场角 (Field of View, FOV) 的计算公式为

$$FOV = 2 \arctan \left(\frac{L}{2f} \right) \quad (9)$$

式中, L 为图像传感器的对角线长度, 即 $L = 21.72 \text{ mm}$ 。将焦距 $f = 2167 \text{ mm}$ 代入式 (9), 得到系统视场为 $FOV=0.574^{\circ}$ 。

4.3 线性渐变滤光片参数

分光系统由一块覆盖在图像传感器表面上的线性渐变滤光片构成, 它会直接影响成像光谱仪的光谱分辨率乃至成像质量。表 4 列出了该滤光片的参数设计。

表 4 线性渐变滤光片的参数设计

性能	参数
光谱范围	470 ~ 830 nm
光谱分辨率	9 nm
光谱通道数	40
尺寸大小	20 mm × 20 mm
平均透过率	≥ 75%

目前, 线性渐变滤光片的研制水平可以满足 1% 的光谱分辨率指标, 其平均光谱透过率可达到 70% 以上, 近红外波段的光谱透过率甚至可以达到 90% 以上, 因此能够满足实际应用的需求。

5 系统信噪比分析

成像光谱仪在全色波段的信噪比 (Signal-to-Noise Ratio, SNR) 可以根据以下方法进行估算^[8-10]: 对星下点的地面景物进行拍照; 此时, 地物在相机入口处产生的辐射亮度 L_0 与地表辐射照度 E_0 、地物平均反射率 (反照率) ρ 以及大气层平均透过率 τ_a 之间存在式 (10) 所示的关系:

$$L_0 = \rho E_0 \tau_a / \pi \quad (10)$$

图 3 所示为 400 ~ 900 nm 波段内的大气透过率曲线。

此外, 相机入口处的总辐射亮度 L 等于地物产生的辐射亮度 L_0 与天空后向散射的辐射亮度 L' 之和, 即 $L = L_0 + L'$ 。CMOS 图像传感器的像面辐射照度可表示为

$$E = \pi/4 \times L \times \tau_b / F^2 \quad (\text{W}/\text{m}^2) \quad (11)$$

式中, τ_b 为相机镜头的平均透过率 (取 0.5 ~ 0.8 μm 波段内的平均值); F 为光学镜头的 F 数。

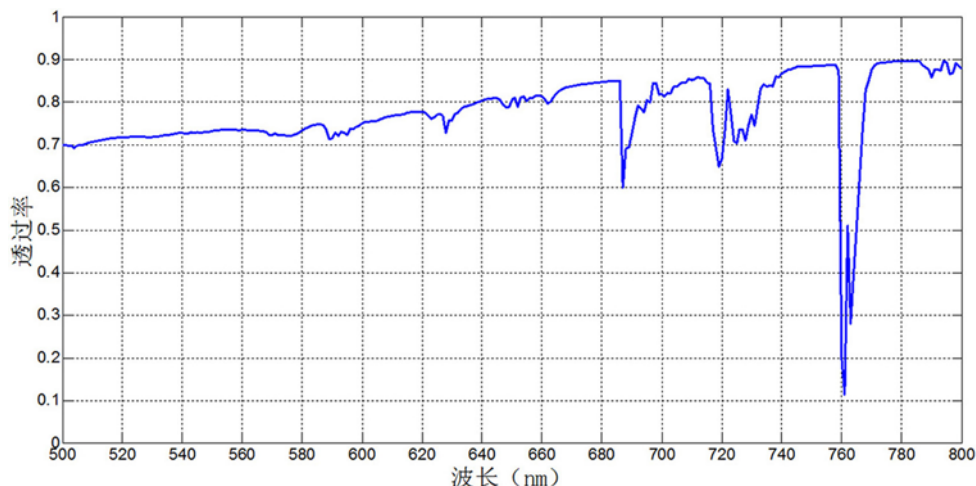


图 3 大气透过率曲线

表 5 入瞳处的总辐射亮度值 ($\text{W}/(\text{sr}\cdot\text{m}^2)$)

ρ	θ									
	0°	10°	20°	30°	40°	50°	60°	70°	75°	80°
1	110	108	103	96	83	68	51	33	23	14
0.9	100	98	94	87	76	62	47	31	22	13
0.8	90	88	84	78	68	57	43	28	20	12
0.7	80	79	75	70	61	51	38	25	18	11
0.6	70	69	66	61	54	45	34	23	16	10
0.5	60	59	57	53	46	39	30	20	15	10
0.4	50	49	47	44	39	33	25	18	13	9
0.3	40	40	38	35	31	27	21	15	11	8
0.2	30	30	29	27	24	20	17	12	9	7
0.1	20	20	19	18	17	15	12	10	8	6
0.05	15	15	15	14	13	12	10	8	7	5

在不同的太阳天顶角 θ 和地物反射率 ρ 条件下, 相机入口处的总辐射亮度值 L 可通过美国空军地球物理实验室开发的 LOWTRAN 大气效应计算软件获得, 其中大气能见度参数设定为 23 km。表 5 列出了相机入口处的总辐射亮度值的计算结果。

在某个波段, 图像传感器的一个像元所产生的电子数 $N_{se}(\lambda)$ 可表示为

$$N_{se}(\lambda) = \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} \frac{\pi A_d}{4F^2} \cdot \frac{\lambda}{hc} \cdot \eta(\lambda) \cdot \tau_c(\lambda) \cdot T_{int} \cdot L(\lambda) \cdot d\lambda \quad (12)$$

式中, $\tau_c(\lambda)$ 为光学效率; $L(\lambda)$ 为入瞳处的光谱辐亮度; T_{int} 为曝光时间; A_d 为探测器的像元面

积; η 为量子效率; λ 为入射波长; h 为普朗克常数, $h = 6.626 \times 10^{-34} \text{ J}\cdot\text{s}$; c 为光速, $c = 3 \times 10^8 \text{ m/s}$ 。

图像传感器的单个像元所产生的电子数与噪声电子数之比, 即为图像传感器的信噪比。因此, 系统的信噪比可以根据式 (13) 进行估算;

$$SNR = \frac{L\pi\tau_c}{4F^2} \cdot \frac{A_d T_{int}}{N_{rms}} \cdot \frac{\lambda}{hc} \cdot \eta \quad (13)$$

式中, N_{rms} 为图像传感器的均方根噪声电子数。

然后利用 MATLAB 软件对不同地面反射率及太阳天顶角下的信噪比进行了计算, 并得到了图 4 所示的结果。

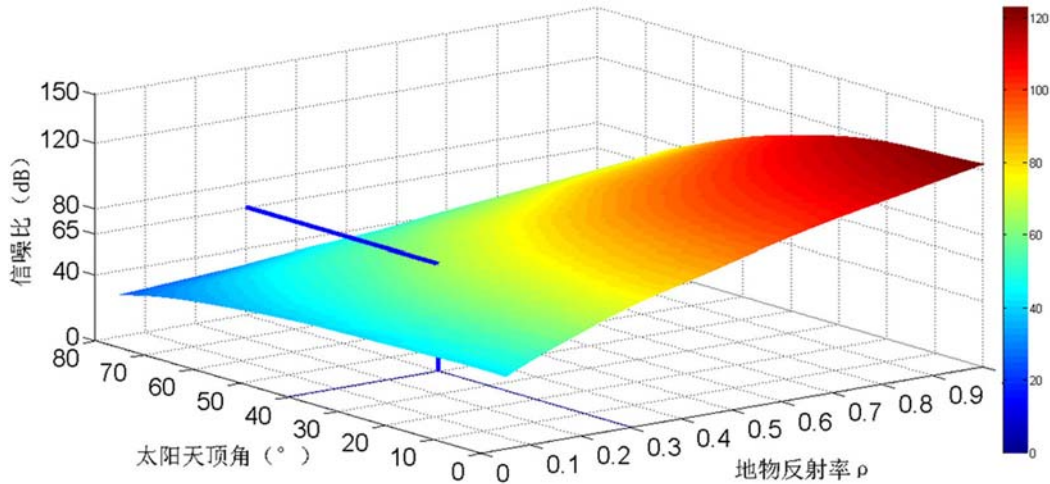


图 4 不同地面反射率及太阳天顶角下的信噪比拟合曲面图 (积分时间为 0.2 ms)

由计算结果可知, 当积分时间 $T_{int}=0.2$ ms, 大气能见度为 23 km, 太阳天顶角为 40° , 地物反射率为 0.3 时, 信噪比的计算结果为 $SNR=65$, 表明系统的成像质量优良, 并可达到设计要求。

6 结束语

为了满足成像光谱仪在小卫星平台上的应用需求, 本文设计了一种线性渐变滤光片型成像光谱仪。通过与 CMOS 图像传感器相互配合, 该光谱仪具有多光谱探测、结构小型化、空间分辨率高、研发周期短以及成本低等诸多优点, 因此适用于微纳卫星平台。最后对系统的信噪比进行了计算。结果表明, 本文系统性能优良, 可以充分满足需求, 并达到了预期的设计目的, 为下一步的系统实现提供了理论依据。

参考文献

- [1] 付强. 基于成像链分析的光谱成像系统设计方法研究 [D]. 西安: 中国科学院西安光学精密机械研究所, 2012.
- [2] Ghaderi M, Ayerden N P, Emadi A, et al. Design, Fabrication and Characterization of Infrared LVOFs for Measuring Gas Composition [J]. *Journal of Micromechanics & Microengineering*, 2014, **24**(8): 1–8.
- [3] Zarrabian S, Van Milligen F J, Rosenberg K P, et al. Variable Filter-based Optical Spectrometer: US6785002 [P]. 2002–09–26.
- [4] Pellicori S F, Mika A M. Wedge-filter Spectrometer: US4957371 [P]. 1990–09–18.
- [5] 党同心, 孟凡坤, 李存宝. 微纳卫星星座与编队技术研究 [C]. 南京: 中国通信学会第五届学术年会, 2008.
- [6] 孙洋, 徐慨, 张静, 等. 对地观测小卫星的轨道设计及目标覆盖仿真 [J]. *四川兵工学报*, 2013, **34**(7): 145–148.
- [7] 吴钰飞, 廖育荣. 对地侦察应急轨道的初步设计 [J]. *兵工自动化*, 2009, **28**(6): 32–34.
- [8] 陈秋林, 薛永祺. OMIS 成像光谱数据信噪比的估算 [J]. *遥感学报*, 2000, **25**(4): 284–289.
- [9] 张文喜. 成像光谱仪信噪比研究 [D]. 西安: 中国科学院西安光学精密机械研究所, 2006.
- [10] 王建宇. *成像光谱技术导论* [M]. 北京: 科学出版社, 2011.