

# 空间紫外辐射高加速地面模拟技术

沈自才<sup>1</sup>, 李竑松<sup>1</sup>, 张鹏嵩<sup>1</sup>, 周亦人<sup>2</sup>, 丁义刚<sup>1</sup>, 向艳红<sup>1</sup>, 蒋山平<sup>1</sup>,  
贺洪波<sup>3</sup>, 王胭脂<sup>3</sup>

(1.北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2.南昌理工学院, 南昌 330044;  
3.中国科学院上海光学精密机械研究所, 上海 201800)

**摘要:** **目的** 实现空间紫外辐射地面高加速模拟。**方法** 分别利用氙灯和氘灯作为近紫外和远紫外的模拟源, 利用反射滤光技术实现对可见红外波段光谱的过滤, 利用准直和发散技术实现不同的辐照面积, 利用热沉和浴油温控实现温度控制, 搭建光学性能原位测试系统, 对辐照腔和试验腔进行分离设计。**结果** 实现了 $\phi 300$  mm面积上1~15 SC和 $\phi 180$  mm面积上5~24 SC的近紫外的加速模拟, 以及 $\phi 150$  mm面积上辐照度为10.5 SC的远紫外加速模拟, 具有-70℃~+110℃的样品快速温度控制, 具备光谱反射率原位测试, 以及辐照腔与测试腔分离操作的功能。**结论** 建立了具有高加速倍率的近紫外和远紫外的地面辐照加速模拟装置, 具备较宽范围的温度快速控制和光谱反射率的原位测试功能。

**关键词:** 空间紫外; 辐射; 高加速; 地面模拟

中图分类号: O434.2; V416.5 文献标识码: A 文章编号: 1672-9242(2021)02-0057-05

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.02.010

## Highly Accelerated Ground Simulation Technology of Space Ultraviolet Radiation

SHEN Zi-cai<sup>1</sup>, LI Hong-song<sup>1</sup>, ZHANG Peng-song<sup>1</sup>, ZHOU Yi-ren<sup>2</sup>, DING Yi-gang<sup>1</sup>, XIANG Yan-hong<sup>1</sup>,  
JIANG Shan-ping<sup>1</sup>, HE Hong-bo<sup>3</sup>, WANG Yan-zhi<sup>3</sup>

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

2. Nanchang Institute of Technology, Nanchang 330044, China;

3. Shanghai Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800, China)

**ABSTRACT:** The paper aims to realize highly accelerated ground simulation of space ultraviolet radiation. The Xenon lamp and Deuterium lamp are used as the simulation sources of near ultraviolet and far ultraviolet respectively. The reflection filter technology is used to filter visible infrared spectrum and collimation and divergence technology are used to realize different irradiation area. Heat sink and bath oil temperature control are used to realize temperature control, the in-situ optical performance test system is built and the irradiation chamber and test chamber are designed separately. The near ultraviolet simulation of 1 ~

收稿日期: 2020-09-04; 修订日期: 2020-10-08

Received: 2020-09-04; Revised: 2020-10-08

基金项目: 国家重点研发计划(2018YFE0118000); 国家自然科学基金项目(11975052, 11904376); 国家重大科研项目(JSHS2016203A001)

**Fund:** Supported by National Key R & D program of China (2018YFE0118000), National Natural Science Foundation of China (11975052, 11904376) and National Major Scientific Research Project (JSHS2016203A001)

作者简介: 沈自才(1980—), 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为航天器空间环境工程及航天材料工程学。

**Biography:** SHEN Zi-cai (1980—), Male, Doctor, Senior engineer, Research focus: spacecraft space environment engineering and space material engineering research.

引文格式: 沈自才, 李竑松, 张鹏嵩, 等. 空间紫外辐射高加速地面模拟技术[J]. 装备环境工程, 2021, 18(2): 057-061.

SHEN Zi-cai, LI Hong-song, ZHANG Peng-song, et al. Highly accelerated ground simulation technology of space ultraviolet radiation[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(2): 057-061

15 SC on  $\phi 300$  mm area and 5 ~ 24 SC on  $\phi 180$  mm area and far ultraviolet simulation with irradiance of 10.5 SC on  $\phi 150$  mm area are realized. The sample temperature is controlled rapidly from  $-70$  °C to  $+110$  °C, the spectral reflectance can be measured in situ, and the irradiation cavity can be separated from the test cavity. The near ultraviolet and far ultraviolet acceleration simulation devices with highly accelerated rate are established, which have the functions of wide range temperature control and in-situ measurement of spectral reflectance.

**KEY WORDS:** space ultraviolet, radiation, highly accelerated, ground simulation

空间紫外辐射环境可以引起航天器外露材料或器件的性能退化和结构损伤,引起其光谱反射率、透射率、太阳吸收率、热发射率、表面电阻率以及结构性能等发生退化,从而给航天器的在轨安全和航天任务的执行带来严重威胁。因此,需要针对航天器紫外敏感材料或器件开展地面模拟加速试验研究<sup>[1-2]</sup>。

国内外在航天器紫外辐射效应地面模拟试验方面开展了大量的工作,也搭建了一系列地面模拟试验装置<sup>[1]</sup>,如 NASA 的格林研究中心<sup>[3]</sup>、马歇尔空间飞行中心<sup>[4-5]</sup>等,利用单一紫外模拟试验装置或与电子和质子的综合辐照装置<sup>[6-8]</sup>来实现。近紫外模拟加速倍率最高达到 10 SC,而且是利用汞氙灯来模拟实现的,只用氙灯模拟通常均小于 5 SC。随着深空探测任务的开展和设备研制能力的提升,现有的近紫外加速倍率难以满足科研和型号任务的需求<sup>[9]</sup>,亟需开展高加速倍率紫外试验技术的提升和试验模拟装置的研制。

文中首先对紫外辐射环境与效应进行了简要介绍,接着给出了空间高加速紫外模拟的需求和技术要求,进而给出了高加速紫外辐照的实现方法和实现结果。

## 1 空间紫外辐射环境与效应

### 1.1 空间太阳电磁辐射

空间电磁辐射的来源主要为太阳辐射,其次为其他恒星的辐射及其经过地球大气的散射和反射回来的电磁波,第三个来源则为地球大气的发光。根据光子能量或波长,可将空间电磁辐射波段划分为以下几个波段:软 X 射线、远紫外、近紫外、光发射(可见光和红外)。对波长为 10~400 nm 的紫外波段,在不同的文献中的划分和称谓略有不同<sup>[1]</sup>。

依据美国的 ASTM 490 标准<sup>[10]</sup>,太阳总电磁辐射能量(又称为太阳常数)通常是指位于地球大气层外,在地球轨道上距离太阳为一个天文单位处,垂直于太阳光线的单位面积单位时间内接收到的能量。水星、金星、地球、火星、木星、土星、天王星、海王星等行星的太阳电磁辐射的总电磁辐射能量或总辐照度见表 1<sup>[11-12]</sup>。其中,近紫外波段为 200~400 nm,能量为  $118 \text{ W/m}^2$ ,约为太阳常数的 8.7%。远紫外波段为 10~200 nm,能量为  $0.1 \text{ W/m}^2$ ,约为太阳常数的 0.007%。

表 1 不同星体的太阳电磁辐射总辐照度

Tab.1 Total solar electromagnetic radiation irradiance in different stars

星体	太阳电磁辐射轨道平均值/( $\text{W}\cdot\text{m}^{-2}$ )		
	平均值	近日点	远日点
水星	9116.4	14447.5	6271.1
金星	2611.0	2646.4	2575.7
地球	1366.1	1412.9	1321.6
火星	288.6	715.9	491.7
木星	50.5	55.7	45.9
土星	15.04	16.76	13.53
天王星	3.72	4.11	3.37
海王星	1.510	1.515	1.507
冥王星	0.878	1.571	0.560

### 1.2 紫外辐射效应

紫外波段虽然能量在太阳常数中所占的比例很低,其中,近紫外波段这部分能量约为太阳常数的 8.7%,而远紫外的能量则仅约为全部太阳辐射能量的 0.007%,但却对空间环境及其效应有着很大的影响,是航天器表面充电、空间原子氧形成、空间材料尤其是高分子材料等性能退化的重要原因。其中,波长在 300 nm 以下的紫外辐射可以被地球外层大气中的臭氧和氧气完全吸收,进而分解成原子氧;也能使地球高层大气电离,并形成电离层,使航天器表面发生光电效应而使航天器表面带电,进而影响航天器内的磁性器件和/或电子系统的正常工作<sup>[8]</sup>。

由于紫外光子能量高,可打断大多数高分子材料的化学键,引发材料的表面化学老化,诱发材料的低温表面脆化,并产生微裂纹,进而可导致绝缘材料表面发生裂纹扩展、真空微放电和电击穿,增加其表面粗糙度和诱发其表面性能退化。因此,在地球轨道上,研究空间电磁辐照对材料性能的退化主要是针对紫外波段的。

## 2 空间紫外高加速模拟的要求

### 2.1 加速倍率的要求

由于紫外辐照周期长,通常可以通过加速试验来缩短试验周期和降低试验成本。国内外的相关标准对近紫外和远紫外模拟的加速倍率进行了规定<sup>[12]</sup>。以地

球轨道为参考, 基于样品温度控制的要求, 国外的相关标准规范如 ISO 15856(2010)<sup>[13]</sup>、ECSS-Q-ST-70-06C<sup>[14]</sup>通常规定近紫外加速因子不大于 7, 国内通常规定一般不大于 5<sup>[15]</sup>。远紫外由于通常不存在温度效应, 一般加速倍率的规定相较于近紫外要高的多。

表 2 不同标准中的紫外辐射试验加速倍率

Tab.2 Accelerate rate of ultraviolet simulation testing in different standards

标准	波长范围	加速倍率
ISO 15856(2010)	近紫外: 300~400 nm	近紫外: $\leq 7$
	远紫外: 10~200 nm	远紫外: $\leq 1000$
ASTM E512-94 (2010)	近紫外: 200~400 nm	近紫外: $\leq 3$
	远紫外: 10~200 nm	远紫外: $\leq 3$
ECSS-Q-ST-70-06C	近紫外: 200~400 nm	近紫外: $\leq 7$
	远紫外: 10~200 nm	远紫外: $\leq 100$
QJ 20422.3-2016	近紫外: 200~400 nm	近紫外: 一般 $\leq 5$
	远紫外: 10~200 nm	远紫外: 一般 $\leq 100$

由表 1 可知, 水星太阳总辐照度轨道平均值约为地球轨道的 6.67 倍, 在近日点则是地球轨道近日点的 10.2 倍。因此, 面向未来的深空探测任务, 低加速倍率已经难以满足太阳紫外辐射效应地面模拟试验的要求<sup>[15]</sup>。这就要求近紫外地面模拟加速倍率应该能够达到至少 10 倍的要求。

## 2.2 温度控制的需求

航天器及其外露材料可能存在紫外与温度的协同效应, 因此, 需要对样品进行温度控制。低温通常可以通过在样品基座底部通入液氮、液氦的方式, 或者将样品基座搭接在热沉上的方式来获得。高温可以通过电阻丝或加热膜加热的方式来获得。在试验过程中, 随着近紫外加速倍率的提高, 样品的温度将升高, 而过高的温度将会给样品带来额外的温度协同效应。

不同国家的紫外辐照试验设备中样品温度控制的范围不同。例如, MSFC 的紫外辐照试验设备中样品最高控制温度为 180 °C, ONERA 的设备样品温度控制范围为 -50~+80 °C。根据我国的标准规范, 航天材料或器件的温控范围可选用 -100~+100 °C<sup>[16]</sup>。

## 2.3 原位测试的需求

航天器材料、元件或部组件从真空状态回复到大气状态下, 其性能变化会发生一定程度的回复, 尤其是光学性能、热物性能、电学性能。因此, 为了真实反映试验样品在轨的性能变化, 需要利用性能原位测试装置对其在真空状态下的性能进行原位测试分析。

## 2.4 辐照腔与测试腔的分离需求

由于紫外辐照试验过程中, 从污染控制的需求角度, 一般是在真空腔添加热沉装置, 利用低温来实现污染的控制和吸附。在试验完成后, 需要将低温恢复到室温才能打开真空腔, 一般需要接近 1 d。为提高

试验效率和方便样品的更换, 通常可以采用辐照腔和测试腔分离的方法。在辐照完成后, 将样品推到测试腔, 中间用插板阀控制真空度的隔离, 进而实现样品的快速换取和试验效率的提升。

## 3 高加速紫外辐照模拟的实现

除真空系统外, 高加速紫外辐照模拟主要包括紫外(包括近紫外和远紫外)的模拟、温度的控制、原位测试以及辐照腔与测试腔的分离。

### 3.1 紫外辐射的模拟

目前, 近紫外源常用的有汞灯、汞氙灯、氙灯等, 远紫外源国际上一般均采用氙灯。由于汞灯虽然能够提供较大的功率, 但其为线谱, 而氙灯光谱则与太阳光谱比较接近<sup>[4]</sup>。因此, 在高加速紫外模拟中, 近紫外模拟采用氙灯, 远紫外模拟采用氙灯。

在紫外模拟, 尤其是近紫外模拟的过程中, 关键技术难点是要在实现高功率模拟的同时, 兼顾辐照面积的大小和辐照面的均匀性。在本装置中, 通过采用积分器将一个点光源模拟为由许多点光源组成的面光源以及通过准直镜/长焦距透镜来兼顾辐照面积和均匀性的需求, 进而实现大面积、高均匀性、高功率辐照的近紫外模拟。

近紫外源如图 1 所示, 采用氙灯为光源, 光学系统主要由聚光镜、滤光片、积分器、反射镜、准直镜、透镜、电源、结构、窗口等组成, 其中滤光片、积分器、窗口材料均采用远紫外石英玻璃。氙灯光线经过聚光镜、积分器、准直镜、窗口, 从顶部射入真空容器(真空室)。如果将准直镜更换为小型、长焦距透镜, 则可以实现更大面积的分散均匀辐照。

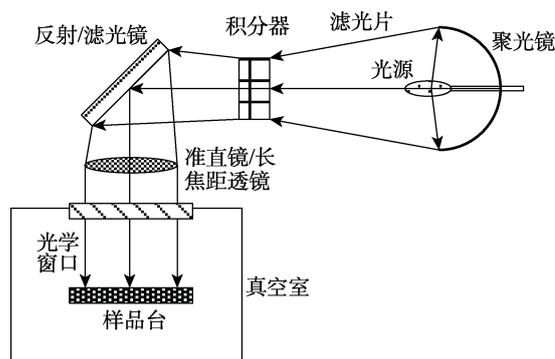


图 1 近紫外模拟光路

Fig.1 Near ultraviolet system simulation path

采用 10 000 W 氙灯作为近紫外源, 当氙灯的功率设置为 9861 W 时,  $\phi 300$  mm 面积上的辐照度为 15 SC, 均匀性优于 95%。利用准直镜系统, 当氙灯的功率设置为 9524 W 时,  $\phi 180$  mm 面积上辐照度为 24 SC, 均匀性优于 95%。采用 2 只 150 W 的氙灯作为远紫外源,  $\phi 150$  mm 面积上的辐照度为 10.5 SC, 均匀性优于 95%。

### 3.2 温度控制系统

辐照腔内侧有热沉控制系统，管壁为铜管，可以实现快速降温，3 min 内制冷到-120 ℃，最低可到-150 ℃。具有 2 min 热气除霜，迅速回温，5 min 可再降温的能力。样品台采用浴油控温系统，控温系统能够在-70~+110 ℃的温度范围迅速地加热和制冷。制冷系统采用水冷型的双级复叠制冷技术，通过高效板式换热器（油冷却器），提供系统所需的制冷功率，电加热装置提供系统所需热源。通过智能多级温度控制达到高精度的温度控制效果，制冷量和加热量均精确控制，不会出现冷热抵消的情况。通过将样品台与热沉系统搭接，可以实现样品台更低的温度，可以控制在-100 ℃以下。

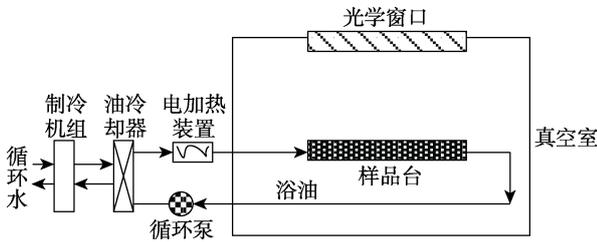


图2 样品台温度控制系统  
Fig.2 Temperature control system of sample table

### 3.3 光学性能原位测试

光学性能原位测试主要是指光谱反射率原位测试。可以将光谱反射率原位测试装置放置在测试室外面，测试装置光源发出的光经过样品光纤和参比光纤进入测试腔内的积分球，利用“四区分段的扇形信号收集的斩波器”控制两路光纤的光，在积分球出口用探测器进行紫外辐照样品反射率测量。其中，参比光纤的光经过积分球反射后由探测器接收，作为校零基准，如图 3 所示。利用 Lambda950 光学测试系统，可以实现 200~2500 nm 的光谱反射率测试。

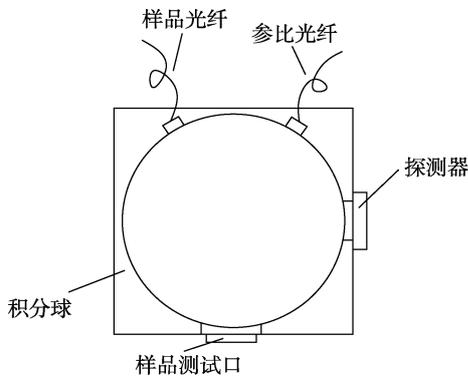


图3 光谱反射率原位测试探测器  
Fig.3 In-situ spacetral reflectance detector

光谱反射率原位测试探测器固定在三维移动机构垂直方向上，三维移动机构可以三维移动，可测量两个样品的反射率。控制测试的装置如图 4 所示<sup>[17-18]</sup>。

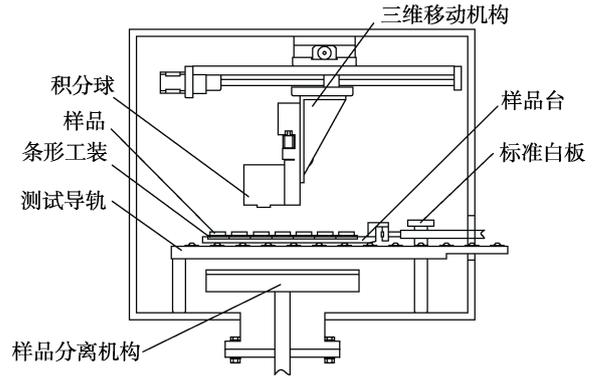


图4 测试腔内设备布局  
Fig.4 Internal equipment layout in test chamber

### 3.4 辐照腔与测试腔的分离

真空容器由辐照腔、测量腔、插板阀和支架组成（图 5）。辐照腔与测量腔之间选用矩形通径的插板阀连接，可根据需要打开或隔断。辐照腔和测量腔置于支架上，用螺栓紧固。试验样品移动机构由送样杆、样品台、条形工装、样品分离机构组成。试验完成后，当送样杆将样品台推送到测量腔指定位置后，样品分离机构将要留在测量腔的条形工装抬起，与样品台分离，再由送样杆将剩余的条形工装拉回辐照腔；之后样品分离机构将留下的条形工装下移，放置在测量腔导轨上；此时可以关闭辐照腔与测量腔之间的插板阀，从测试腔取出留下的样品。

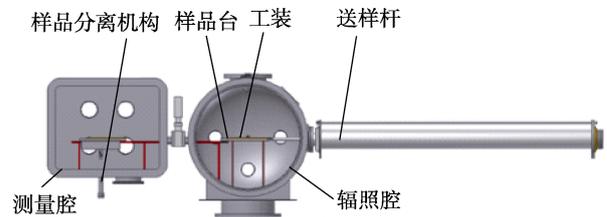


图5 辐照腔与测试腔的分离方案  
Fig.5 Separation scheme of irradiation chamber and test chamber

### 3.5 高加速紫外辐照模拟装置

高加速紫外辐照模拟装置由真空系统、辐照腔、测试腔、近紫外源（氙灯）、远紫外源（汞灯）、温度控制系统（热沉和样品台控制系统）、光学性能原位测试装置等组成，实物图见图 6。



图6 高加速紫外辐照试验装置  
Fig.6 Highly accelerated ultraviolet irradiation test facility

## 4 结论

1) 通过光学系统设计, 采用 10 000 W 氙灯作为近紫外源, 可以在  $\phi 300$  mm 面积上实现 1~15 的加速倍率和  $\phi 180$  mm 面积上实现 5~24 的加速倍率, 均匀性均大于 95%。

2) 采用 2 只 150 W 的氙灯作为远紫外源, 可以实现  $\phi 150$  mm 面积上的辐照度为 10.5 SC, 均匀性大于 95%。

3) 通过采用热沉制冷系统和浴油温控系统, 可以实现样品台  $-70\sim+110$  °C 的快速温度控制, 低温可以达到  $-100$  °C 以下。

4) 通过插板阀和样品推送装置, 可以实现辐照腔和测量腔的分离和分别控制。

5) 通过将样品光纤和参比光纤接入测试腔内的积分球的方式, 利用三维机构, 实现了光谱反射率的原位测试, 波长范围为 200~2500 nm。

### 参考文献:

- [1] 沈自才. 空间辐射环境工程[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2013.  
SHEN Zi-cai. Space radiation environment engineering[M]. Beijing: China Astronautics Press, 2013.
- [2] 崔盼, 陶加法, 刘秀生, 等. 新型低表面能涂层制备及紫外光照射研究[J]. 装备环境工程, 2011, 8(1): 94-96.  
CUI Pan, TAO Jia-fa, LIU Xiu-sheng, et al. Preparation and UV-irradiation study of new type low surface energy coating[J]. Equipment environmental engineering, 2011, 8(1): 94-96.
- [3] JOYCE A D, ANTHONY J P, THOMAS J S, et al. Facility and methods developed for simulated space vacuum ultraviolet exposure testing of polymer films[R]. Washington: NASA, 2005.
- [4] MFINCKENOR M, EDWARDS D L, VAUGHN J A, et al. Test and analysis capabilities of the space environment effects team at Marshall space flight center[R]. Washington: NASA, 2002.
- [5] JOYCE A D, ANTHONY J P, THOMAS J S, et al. Simulated space vacuum ultraviolet (VUV) exposure testing for polymer films[C]//39th aerospace sciences meeting and exhibit, Reno: AIAA, 2001.
- [6] DUSTIN C, DANIEL C, JOHN P J. Combined space environment solar cell test facility[C]//47th AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition. Orlando: AIAA, 2009.
- [7] JOHN L P J, DUSTIN H C, DANIELS C. Evaluation of environments to the AEDC combined space environment chamber[C]//45th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. Reno: AIAA, 2007.
- [8] VAUGHN J, KAMENETZKY R, FINCKENOR M, et al. Development of world class test facilities to simulated space environment[C]//Space programs and technologies conference. Huntsville: AIAA, 1996.
- [9] 焦维新. 未来的深空探测与空间环境模拟[J]. 航天器环境工程, 2018, 35(2): 103-110.  
JIAO Wei-xin. Future deep space exploration and related space environmental simulation[J]. Spacecraft environment engineering, 2018, 35(2): 103-110.
- [10] ASTM E 490-00a, Solar constant and zero air mass solar spectral irradiance tables[S].
- [11] ECSS-E-ST-10-04C, Space engineering-Space environment[S].
- [12] 沈自才, 李衍存, 丁义刚. 航天材料紫外辐射效应地面模拟试验方法[J]. 航天器环境工程 2015, 32(1): 43-48.  
SHEN Zi-cai, LI Yan-cun, DING Yi-gang. Ground simulation testing method of space materials by ultraviolet irradiation[J]. Spacecraft environment engineering, 2015, 32(1): 43-48.
- [13] ISO 21348: 2007, Space environment (natural and artificial) — Process for determining solar irradiances[S].
- [14] ECSS-Q-ST-70-06C, Space product assurance—Particle and UV radiation testing for space materials[S].
- [15] QJ 20422. 3—2016, 航天器组件环境试验方法 第 3 部分 太阳紫外线辐照试验[S].  
QJ 20422. 3—2016, Environment test methods for spacecraft unit—Part 3: Solar ultraviolet irradiation test[S].
- [16] GJB 2502. 8—2006, 航天器热控涂层试验方法 第 8 部分 热循环试验[S].  
GJB 2502. 8—2006, Test method for thermal control coatings of spacecraft—Part 8: Thermal cycle test[S].
- [17] ZL 201610380063. 3, 真空环境下的光谱反射率原位测试系统[S].  
ZL 201610380063. 3, In-situ spectral reflectance measurement system in vacuum environment[S].
- [18] ZHANG Peng-song, ZHANG Bo-lun, WANG Dan-yi. Development of high accuracy in-situ measurement system for spectral reflectance of thermal control coatings[C]// Optical metrology and inspection for industrial applications V. [s. n.]: SPIE, 2018.