综述

航天器空间辐射防护材料与防护结构

沈自才　　夏　彦　　杨艳斌　　丁义刚　　赵春晴

（北京卫星环境工程研究所，北京　100094）

文　摘　电子、质子、重离子、光子等空间辐射环境可在航天器材料或元器件中产生单粒子效应、总剂量效应、表面充放电效应、位移损伤效应、内带电效应等，因此，需要对航天器进行空间辐射防护。本文首先介绍空间辐射防护原理和防护有效性，进而从材料、分系统（或部组件）、航天器3个不同维度，对质量屏蔽防护材料、静电防护材料、抗辐射功能材料、航天器局部辐射防护结构和整星辐射防护结构进行了探讨，最后对未来发展的方向进行了讨论。

关键词　空间辐射，防护材料，防护结构，航天器

中图分类号：V45；R852.7　　DOI：10.12044/j.issn.1007-2330.2020.02.001

Protection of Materials and Structures From Space Radiation Environments on Spacecraft

SHEN Zicai　　XIA Yan　　YANG Yanbin　　DING Yigang　　ZHAO Chunqing

（Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering，Beijing　100094）

Abstract　Spacecraft in orbit will encounter space radiation environments such as electron，proton，heavy ions，photon，etc.，which results in the space radiation effects such as single event effects，total ionizing dose effects，displacement damage effects，surface charging and discharging or electrostatic discharging and internal charging effects. So it is necessary to protect the spacecraft from space radiation. In this paper，the protection principle and validity from space environments on spacecraft are introduced firstly，and the protection materials and structures such as mass shielding material，ESD protection material，radiation hardening functional material，local protection structure，whole-spacecraft protection structure，are discussed in light of three dimensions including material，subsystem，spacecraft. Finally some development directions on protection material and structure from space radiation environments are proposed.

Key words　Space radiation，Protective material，Protective structure，Spacecraft

0　引言

自我国第一颗人造卫星研制成功以来，为保障航天器在轨可靠、稳定及安全运行，人们一直持续开展航天器材料研制和结构设计技术研究，并对保障航天器在轨安全和高可靠性发挥了重要的作用。然而，航天器在轨运行期间将遭遇来自各种空间辐射环境的严酷考验，如电子、质子、重离子、光子等，可引起航天器材料、元器件、分系统等的单粒子效应、总剂量效应、表面充放电效应、内带电效应、位移损伤效应等，引起材料或者器件性能退化。因此，在航天器设计与研制过程中，需要加强航天器的材料选用与结构防护设计工作，确保航天器在轨期间，不因空间辐射环境而引起故障或失效，有效提高航天器在轨的空间辐射生存能力与可靠性。目前，世界各航天大国均对航天器辐射防护材料的研制与开发投入了大量的努力，对航天器结构设计做了大量的工作，并取得了大量有益的成果，在航天器设计上提供了巨大的帮助[1-3]。我国航天器研制面临着严峻的形势[4]，如轨道类型及轨道环境复杂；卫星高性能、长寿命、高可靠的要求；设备小型化、轻量化、低功耗等，尤其是针对未来的空间探测任务[5]，如载人火星探测[6]等，有必要进一步加强航天器空间辐射防护材料的研制和结构防护设计[7-9]。

本文从材料、分系统（或部组件）、航天器3个不同维度，对空间辐射防护材料和防护结构的设计原理和最新现状进行介绍，以期为我国长寿命高可靠

收稿日期：2019-12-11

第一作者简介：沈自才，1980年出生，高级工程师，主要从事航天材料工程及航天器空间环境工程研究工作。E-mail：zicaishen@163.com

航天器的设计提供支持，也为我国航天器空间辐射防护材料与防护结构的研制提供方向。

1 空间辐射环境及效应

1.1 空间辐射环境

空间辐射环境包括星体俘获辐射带、太阳宇宙线、银河宇宙线等。

星体俘获辐射带是指星体自身磁场俘获的在星体周围环绕的带电粒子区域，如地球辐射带、木星辐射带、土星辐射带等。地球辐射带[10]是指被地磁场俘获的位于地球磁层中的高能带电粒子区域，因此，也被称为地磁俘获辐射带。通常，地球辐射带分为内辐射带和外辐射带。内辐射带位于赤道上空$10^5 \sim 10^7$m的高度($0.01R_e \sim 1.5R_e$，R_e为地球半径)，纬度边界约为40°，强度最大的中心位置距离地球表面3×10^6m左右，其主要成分为质子、电子以及少量重离子。从能量范围讲，质子一般在几到几百MeV，电子一般为几百keV。外辐射带在赤道平面高度大约$(1 \sim 6)\times10^7$m ($3R_e \sim 10R_e$)，中心位置约在$(2 \sim 2.5)\times10^7$m左右，纬度边界约为55° ~ 70°。外辐射带主要由0.1 ~ 10 MeV的高能电子和少量质子组成，电子能量范围为0.04 ~ 4 MeV。

太阳宇宙线主要是指太阳耀斑爆发时发射的高能质子、电子和重核粒子流，其中绝大部分由质子组成，能量范围一般从10 MeV到几十GeV。能量在10 MeV以下的太阳粒子称为磁暴粒子，能量低于500 MeV的太阳质子事件称为非相对论质子事件，能量高于500 MeV的太阳宇宙线称为相对论质子事件。

银河宇宙线是来自于太阳系外的带电粒子，其特点是能量很高、通量很低。质子占85%，α粒子占14%，重离子占1%。银河系宇宙粒子的能量在几十到10^{14} MeV之间。

1.2 空间辐射效应

空间环境中的带电粒子或光子作用于航天器，可诱发航天器产生永久性故障或暂时性损伤，包括单粒子效应、总剂量效应、表面充放电效应、位移损伤效应、内带电效应等。

空间辐射环境对航天器的辐射损伤机制主要为电离和位移。电离是指入射粒子诱发材料中靶原子的电离和核外电子的激发，进而形成电子空穴对。电离可以引起器件性能退化，产生单粒子效应、总剂量效应等；而光子尤其是高能光子与聚合物材料作用，会引起聚合物材料的化学键断裂或交联，进而造成材料的物理或化学性能退化。位移是指入射粒子与材料原子相互作用并产生动能交换，进而靶原子离开原来位置并形成间隙原子和空位。此外，移位原子还可能与其他原子发生碰撞，产生位移链。位移产生的间隙原子或空位一般具有较强的活性，是半导体材料或器件中的载流子源，或者是载流子的俘获陷阱。

根据辐射损伤效应的作用时间，可以分为长期效应和瞬态效应。长期效应是指造成材料或器件发生性能的长期改变或退化，瞬态效应是指在短时间内可使材料或器件发生性能改变或退化，而很快将发生恢复或中断的效应[11]。如图1所示。

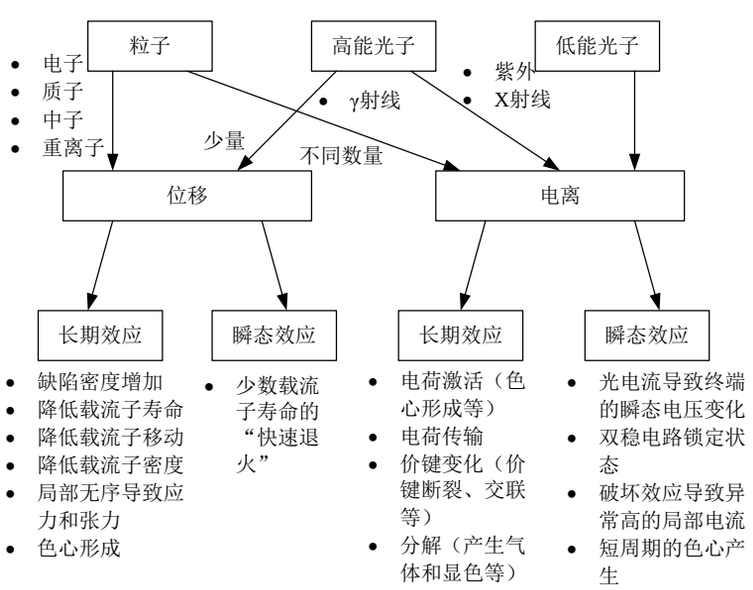


图1 辐射损伤诱导长期效应和瞬态效应关系图

Fig. 1 Long effects and transient effects by radiation damage

2 空间辐射防护材料

2.1 防护原理及有效性

2.1.1 防护原理

具有一定能量的带电粒子入射到靶物质中时，

带电粒子与靶物质的电子或原子核会发生库仑作用，从进而把一部分能量转移给靶电子或原子核从而损失能量，并最终停止，这个过程称为慢化。带电粒子在靶中的角度偏转和能量损失是入射粒子与靶原子核和电子发生多种相互作用的结果。入射粒子与靶物质的碰撞主要为带电粒子与靶原子的核外电子或靶原子核的非弹性碰撞或弹性碰撞。

材料对空间辐射的防护与阻止本领和防护有效性相关。阻止本领是指带电粒子通过单位路径时的能量损失，用$(-\mathrm{d}E/\mathrm{d}X)$来表示。因此，阻止本领与带电粒子的种类、能量和靶原子的性质有关。

根据量子理论，带电粒子在靶物质中的电子阻止本领公式(Bethe-Block公式)为：

$$(-\mathrm{d}E/\mathrm{d}X)_{\mathrm{ion}}=\frac{4\pi z^2E^4NZ}{m_0v^2}\left[\ln\left(\frac{2m_0v^2}{I}\right)+\ln\left(\frac{1}{1-\beta^2}\right)-\beta^2-\frac{C}{Z}\right] \tag{1}$$

式中，$(-\mathrm{d}E/\mathrm{d}X)_{\mathrm{ion}}$为重带电粒子电子阻止本领，$E$为带电粒子能量，$X$为带电粒子入射深度，$m_0$为电子静止质量，$N$为原子密度，$\tau$为电子动能与其静止能量之比，$Z$为原子序数，$\beta=v/c$，$c$是光速，$v$是电子速度，$\delta$为修正系数，$I$为平均激发和电离势能。

阻止本领的主要特点如下：(1)与入射粒子的质量无关，而只与其速度有关；(2)与带电粒子的电荷数的平方成正比，入射粒子速度相同时，粒子的带电荷数越大，则其阻止本领越大；(3)与靶原子的序数和密度的乘积成正比，因此，原子序数高和密度大的物质的阻止本领大；(4)与入射粒子的能量相关。因此，当屏蔽物质的厚度大于带电粒子在该物质中的射程时，入射粒子将被阻止在物质中。如“和平”号空间站舱体质量厚度约为5 g/cm^2，可以屏蔽70 MeV以下的质子、10 MeV以下的电子和300 MeV以下的α粒子。

2.1.2 防护有效性

采用质量屏蔽方法会带来次级辐射，即初级空间辐射与屏蔽材料作用后产生的二次辐射，如反冲质子、次级中子、韧致辐射等，而且随着质量厚度的增加，次级辐射的剂量贡献也逐渐增大。例如，当质量屏蔽小于10 g/m^{2}时，初级质子产生的剂量远大于次级质子和次级α粒子的剂量；当屏蔽质量达到20 g/m^{2}时，初级和次级质子的剂量就大体相同了。因此，质量屏蔽的厚度并不是越厚越好，存在辐射防护的费效比问题。

辐射防护的有效性主要是由辐射粒子在防护材料中的传输特性决定的，对一个辐射流密度为$\Phi_j(X,\Omega,E)$的粒子j，其相对传输方程式为线性的Boltzmann方程[12]：

$$\Omega\cdot\nabla\phi_{\mathrm{j}}(X,\Omega,E)=\sum\int\sigma_{\mathrm{jk}}(\Omega,\Omega',E,E')\phi_{\mathrm{k}}(X,\Omega',E')\mathrm{d}\Omega'\mathrm{d}E'-\sigma_{\mathrm{j}}(E)\phi_{\mathrm{j}}(X,\Omega,E) \tag{2}$$

式中，$\sigma_j(E)$是能量为E的粒子j在防护材料中Ω方向上的迁移速率，$\sigma_{jk}(\Omega,\Omega',E,E')$代表了所有的能量为$E'$在$\Omega'$方向上的粒子$k$所产生的能量为$E$在$\Omega$方向上的粒子$j$的宏观截面。

有多种反应可以产生粒子产物，方程式(2)中的横截面包括所有粒子的横截面。每种粒子类型的总横截面$\sigma_j(E)$为：

$$\sigma_{\mathrm{j}}(E)=\sigma_{\mathrm{j,at}}(E)+\sigma_{\mathrm{j,el}}(E)+\sigma_{\mathrm{j,r}}(E) \tag{3}$$

式中，第1项是指与原子电子的碰撞，第2项是指弹性原子散射，第3项是指原子反应，对应的微分横截面是相似的。许多原子碰撞发生在物质的厘米尺度内，每厘米尺度上约发生10^{3}原子核库仑弹性碰撞。

进入巨大横截面的材料防护特性由相应的原子横截面与材料中每种原子类型的密度的乘积给出。通常认为，对单位质量材料的防护来说，氢具有最好的原子特性，其原因可以归结为：单位质量的电子数是最大的，平均电子价键是最小的，每单位质量具有最大的原子横截面。除此以外，氢原子较易于传递能量给碰撞离子。简单的氢原子并不能给辐射场提供大量数目的二次粒子，这就限制了二次辐射的形成。因此，在对航天器进行设计时，为了防护高能电子所产生的韧致辐射[13]，则需采用原子序数较高的材料，为了降低次级韧致辐射，其防护层应选择低原子序数材料。因此舱体结构应该选择一种高、低原子序数材料组合的防护结构，而结构的外层宜采用低原子序数材料以减少韧致辐射的产生。同时，还需要从试验上对防护的有效性进行验证[14]。

2.2 质量屏蔽防护材料

利用质量进行辐射屏蔽是载人航天进行辐射防护的基本方法[15]。带电粒子的能量将在穿过物质的过程中逐渐损失，直至捕获足够多的电子而最终停止下来。当屏蔽材料的厚度大于带电粒子在材料中的射程时，该粒子将被阻止在材料中。因此一定厚度的材料能够屏蔽一定范围能量的粒子辐射，并使该粒子的能量降低。但是，屏蔽材料厚度的增加带来一些问题，其中主要是航天器结构质量的增加和次级辐射。图2为暴露在太阳活动极小值(1977年)和太阳活动极大值(1990年)时月球表面银河宇宙线(GCR)中4种防护材料(铝、聚乙烯、氢纳米纤维和液氢)屏蔽下的造血器官年等效吸收剂量。图3为

1989年9月太阳粒子事件(SPE)中的3种防护材料屏蔽下的吸收剂量[16]。

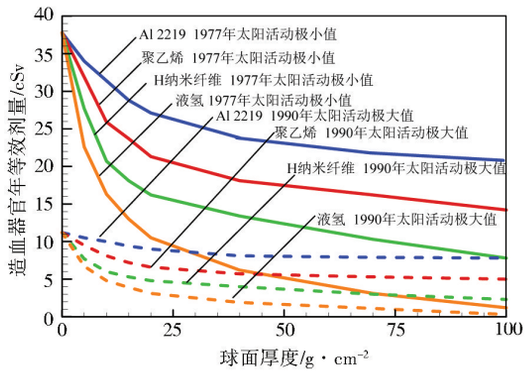


图2 月球表面GCR中的4种防护材料下的吸收剂量

Fig. 2 Absorbed dose under four shielding materials in lunar surface GCR exposure

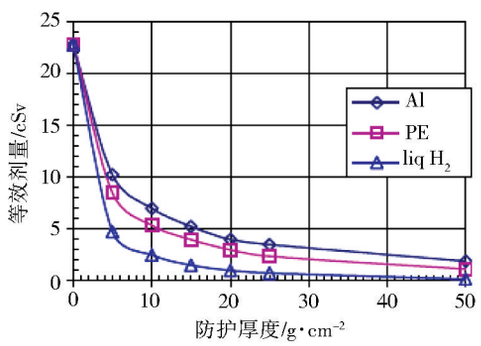


图3 月球表面SPE中3种防护材料下的吸收剂量

Fig. 3 Absorbed dose under three shielding materials in lunar surface SPE exposure

由图2和图3分析可知,随着防护厚度的增加,液氢的吸收剂量下降得最快,也就是说,在同一辐射环境下,液氢对辐射的防护效果最好。从另一个角度来讲,氢含量高的材料,其防护性能更好。

图4和表1分别给出了17种不同材料对同一辐射环境的吸收剂量和剂量减小百分比[17]。这里,剂量减小百分比按照下式计算:

$$\Delta D = (D_{in} - D_{out})/(D_{in} \times t) \quad (4)$$

式中,ΔD单位质量屏蔽厚度的剂量减小百分比,D_{in}和D_{out}分别为屏蔽材料的入射剂量和出射剂量,t为屏蔽厚度。

由图4和表1分析可知,随着材料中氢元素含量的增加,其单位质量的材料吸收剂量增加。从理论上说,液氢是最好的屏蔽材料,但实际应用尚存在许多问题。因此,建议较好的屏蔽物质是水,其屏蔽效能虽不如液氢,但比铝的效能好得多。对高性能的屏蔽材料的要求是:单位质量的电子数最大,单位质量的核反应截面最大,而生成次级粒子最少。美国已经投入了大量的人力和物力进行了辐射防护新材料和新方法的研究。根据NASA的研究,聚乙烯是一种较好的辐射防护材料,因此,美国在航天员休息区提供了由聚乙烯制成的睡袋,可以为航天员在睡眠时提供一定的辐射防护。

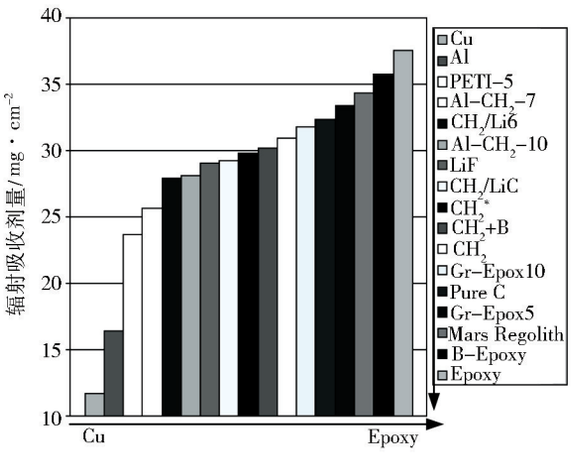


图4 单位质量的不同材料对辐射剂量的吸收

Fig. 4 Absorbed dose of different materials in radiation environments

表1 不同材料的成分、质量屏蔽和吸收剂量

Tab. 1 Components, mass shielding and absorbed dose of different materials

材料	成分	厚度/g·cm^{-2}	剂量减小百分比/%·(g·cm^{-2})$^{-1}$
Cu	铜	11.3	1.2
Al	铝	7.0	1.6
PETI-5	苯基乙炔基聚酰亚胺	5.0	2.4
Al-CH_2-7	5.1 g/cm^2 Al, 1.9 g/cm^2 CH_2	7.0	2.6
CH_2/Li6	添加6Li的CH_2	5.0	2.8
Al-CH_2-10	5.1 g/cm^2 Al, 4.7 g/cm^2 CH_2	9.8	2.8
LiF	氟化锂	5.0	2.9
CH_2/LiC	添加LiC的CH_2	5.0	2.9
CH_2	聚乙烯	17.0	3.0
CH_2+B	添加B的CH_2	5.0	3.0
CH_2	聚乙烯	5.0	3.1
Gr-Epox10	铅-环氧复合物	10.0	3.2
Pure C	纯碳	4.0	3.2
Gr-Epox5	铅-环氧复合物	5.0	3.3
Mars regolith	CH_2+模拟火星壤	5.0	3.4
B-Epoxy	添加B的环氧	1.0	3.6
Epoxy	纯环氧	1.3	3.8

通过采用高质量元素的材料可以有效屏蔽高能带电粒子,尤其是重离子,同时也将会产生大量的韧致辐射。从对银河宇宙射线的防护考虑,单位质量厚度材料的屏蔽效能随原子序数的降低而增加。因

此，如何通过设计，采用低原子序数元素和高原子序数元素有效复合，是对空间辐射被动防护的有效途径[18-19]。

2.3 静电防护材料

航天器在轨运行过程中，其表面可能由于充电而引起充放电效应。为此，需要对航天器表面材料进行防静电处理。由于航天器外表面大部分被用于温控的热控涂层所覆盖，所以可以通过提高热控涂层的导电性能来达到防静电的目的。如在镜反射热控涂层外表面镀一层氧化铟锡透明导电薄膜、在涂料型热控涂层中添加导电组分等。具有导电性能热控涂层也被称为防静电热控涂层。

在薄膜基热控材料中，常用的为PI（聚酰亚胺）基和F46（聚全氟乙丙烯）基防静电热控涂层。ITO/PI/Al防静电热控涂层是一种以PI薄膜为基底的二次表面镜型热控涂层。PI薄膜背面真空蒸发沉积铝膜。为了抑制空间的充放电效应，在其外面镀透明导电膜，通常为ITO（氧化铟锡）。导电型ITO/PI/Al热控涂层具有很低的α_s/ε_H比，主要用于卫星的散热面，空间环境适应能力较强。另一种材料是在F46薄膜的另一面镀透明导电薄膜ITO，可以获得一定的导电性能，从而避免电荷在热控涂层表面的累积而发生充放电效应。导电型F46镀银（镀铝）二次表面镜具有稳定性较好、质量轻、可制作成的产品面积大、安装方便等优点，从而广泛应用于各种航天器[20]。

漆类热控涂层是由颜料和基料（又叫黏结剂）组成，通过涂层中的颜料对于太阳光的吸收作用和基料的红外辐射特性，使涂层具有对光谱进行选择的作用。在满足热控性能的同时，通过选用具有导电性能的颜料如ZnO等来实现防静电的目的。如常用的S781热控白漆、ACR-1热控白漆等。

2.4 抗辐射功能材料

某些航天器材料，由于其特定的在轨使用性能（如透光性能），要求其在空间辐射环境下具有较高的空间环境适应性。以某航天器观察窗口材料选用为例，石英玻璃具有较好的抗辐射性能，由于其脆性较高，通常在内层采用K9玻璃作为支撑窗口。但K9玻璃在空间辐射环境效应地面模拟试验评价过程中，由于其抗辐射性能较差而变黑。因此，可通过选用在玻璃制造过程中，添加高原子序数的重金属氧化物PbO、BaO、Bi_2O_3等或稀有金属材料来实现抗辐射的目的。

3 空间辐射防护结构

3.1 局部防护结构

利用质量屏蔽对航天器进行辐射防护，通常要求尽量实现各向均匀分布，可将航天器舱内各种仪器、设备、燃料等物质进行优化布局，以获得航天器舱内敏感器件或航天员舱比较均匀的质量屏蔽厚度。

然而，针对敏感器件、部组件或航天员及其敏感部位，为防范潜在的瞬态高强度空间辐射，例如太阳粒子事件，可采取局部屏蔽防护的方法，对敏感部位单独增加屏蔽层、屏蔽舱或者应急屏蔽室（对航天员），以实现在瞬态高强度环境下或者对较敏感器件的辐射屏蔽。

3.2 整星防护结构

从辐射防护的主动性来说，可以分为被动防护和主动防护。被动防护是指采用各种材料对敏感部位进行辐射屏蔽。主动防护是指利用静电场、等离子体、磁场等主动手段抑制高能粒子进入被保护对象。

可利用磁场或电场把带电粒子从航天器引离，从而实现辐射防护[21-22]。一般防护高能质子可用人工磁场，防护电子可用人工电场。这也是目前国际研究的热点。空间高能带电粒子主动防护技术主要有三大类：静电场主动防护技术[23-25]，超导磁场主动防护技术[26-27]以及利用电场和磁场协同的主动防护技术[28]。NASA很重视主动防护技术研究，早在“阿波罗”计划研究阶段，就已经开始着手相关方法研究。2011年，根据“创新先进概念”（NIAC）计划，NASA选择了30项有前景的先进技术概念提案进行投资。“应对宇航员健康保护的巨大挑战：用于深空任务的静电主动空间辐射防护”项目名列其中。

NASA正在研究一种利用超导磁体在深空太空舱周围形成磁场的方法，当电流通过柔性材料缠绕超导磁带，洛仑兹力将引起超导磁带垂直扩展，进而形成包围太空舱的大线圈，实现偏转太阳耀斑质子和银河宇宙线的目的。通过在太空舱周围分别部署6个线圈，可以实现在太空的有源屏蔽。NASA也在探索利用球体电场对威胁月球基地的空间辐射进行防护，初步设想在月球基地上方安装6个充气式导电球体，充电后可达到100 MV或更高的静电势。英国科学家研制的超导磁体产生“电磁伞”可以实现月球基地的屏蔽。

美国ASRC Aerospace Corporation开展了月球基地高能带电粒子主动防护技术研究，提出了如图5所示的防护方案。采用高压静电球，以合理的方式组合形成保护电场，阻挡高能质子入射。该方案基本能阻挡低于一定能量（与静电球的电位有关）的高能质子，如图6所示。

英国RAL Space（卢瑟福-阿普尔顿空间实验室）开发了一种利用小型磁层防护高能带电粒子的技

术[29]，并已经完成了基本的仿真分析与原理验证试验。小型磁层的基本原理是利用磁场俘获太阳风等离子体，在航天器周围形成等离子体鞘层，磁场与鞘层共同作用使入射带电粒子偏转。这与地球磁层防护太阳风和宇宙线的原理相似。前期仿真分析表明，小型磁层可防护MeV级的法向入射质子和电子。美国Duke大学Franklin Cock等利用磁鞘的原理在航天器周围环绕超导电流环实现对航天器的高能粒子辐射的防护。超导电流环的半径为2 km，质量为2 000 kg，电流为1 200 A，可实现对200 MeV能量质子的偏转。如图7[30]所示。

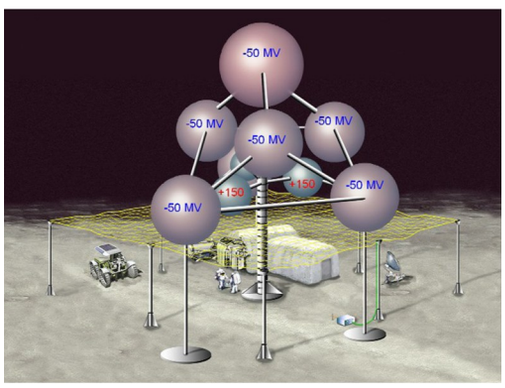


图5　ASRC Aerospace Corporation提出的静电防护方案

Fig. 5　Electrostatic protection provided by ASRC Aerospace Corporation

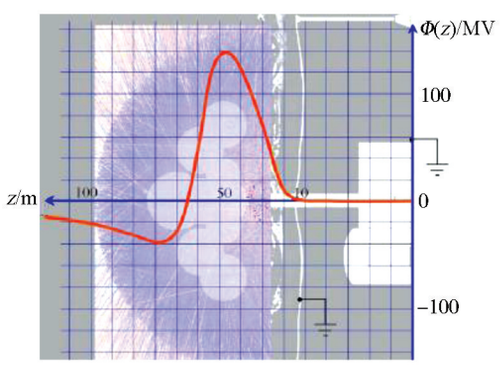


图6　静电防护效能分析

Fig. 6　Efficiency analysis of electrostatic protection

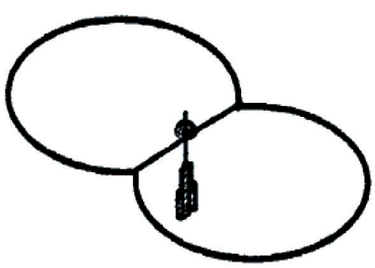


图7　NASA的超导线圈磁防护的设计方案

Fig. 7　The magnetic shielding design of superconducting coil by NASA

北京卫星环境工程研究所已经初步开展了超导线圈辐射主动防护研究，利用超导线圈产生强磁场，偏转辐射进入磁场的带电粒子，达到阻挡带电粒子进入航天器内的效果，如图8所示。该方法是在航天器的四周放置环形支架，且每个支架中形成4组相同方向的电流，进而使线圈中间形成一个较大的磁场，而线圈外部的磁场很小[31]。

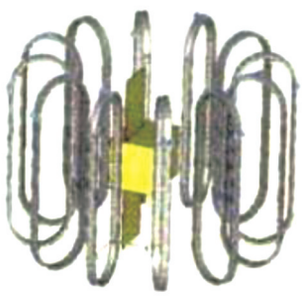


图8　一种磁鞘设计方案

Fig. 8　A magnetosheath design

4　结束语

空间辐射环境对航天器在轨安全和可靠性带来严重威胁，通过材料选择和结构设计来提高航天器的抗辐射性能一直是航天科技工作者的努力方向。

由于质量屏蔽需要考虑初级辐射和次级辐射的综合影响，同时，又要考虑航天载荷对结构质量增加的限制。因此，开发由低原子序数元素和高原子序数元素组合的复合材料，在降低航天器结构质量的同时，提升其抗辐射性能是航天器防护材料的重要发展方向。同时，纳米技术在航天器辐射防护材料上的应用也是一个研究的热点。

在空间辐射防护结构设计方面，随着未来深空探测的推进和有人参与的基地探测任务的执行，如何实现对航天器的辐射防护和对整星的辐射主动防护，开发基于电场和磁场的主动防护结构与装置，将成为重要的发展方向。

参考文献

[1] SPILLANTINI P, CASOLINO M, DURANTE M, et al. Shielding from cosmic radiation for interplanetary missions: Active and passive methods[J]. Radiation Measurements, 2007, 42(1): 14-23.

[2] TOWNSEND L W. Critical analysis of active shielding methods for space radiation protection [C]. Aerospace, 2005 IEEE Conference, 2005: 1-7.

[3] PIERO S. Manned exploration and exploitation of solar system: passive and active shielding for protecting astronauts from ionizing radiation-A short overview[J]. Acta Astronautica, 2014, 102(2): 509-515.

[4] 蔡震波. 新型航天器抗辐射加固技术的研究重点[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(2): 173-176.

CAI Z B. The radiation hardening techniques for new generation spacecraft[J]. Spacecraft Environment Engineering,

2010,27(2):173-176.

[5] DEWITT J M. Radiation shielding for future space exploration missions[R]. 2011. https://ui. adsabs. harvard. edu/abs/2011PhDT. . . . . 91D/abstract.

[6] QUATMANN B M, Olke D N. Radiation protective structures on the base of a case study for a manned mars mission [J]. Acta Astronautica,2009,65(9):1292-1305.

[7] TANNY S ,HARRELL D,CHOPRA M,et al. SU-E-T-243: Design of a novel testing port for radiation protection and shielding measurements [J]. Medical Physics, 2015, 42 (6) : 3388-3388(single page).

[8] YA'ACOB N, ZAINUDIN A, MAGDUGAL R, et al. Mitigation of space radiation effects on satellites at Low Earth Orbit (LEO)[C]// 2016 6th IEEE International Conference on Control System, Computing and Engineering (ICCSCE). Batu Ferringhi,Malaysia. 25-27 Nov. 2016:56-61.

[9] ATWELL W. Mitigation of space radiation effects [C]. APS Meeting. 2012. //http://meetings. aps. org/Meeting/MAR12/Event/167470.

[10] 沈自才. 空间辐射环境工程[M]. 北京:中国宇航出版社,2013:5-6.

SHEN Z C. Space radiation environment engineering[M]. Beijing:China Aerospace Publishing House,2013:5-6.

[11] ANDREW H S,LEN A. Handbook of radiation effects [M]. Oxford University Press,2002.

[12] WILSON J W, NEALY J E, ANGELIS G D, et al. Deep space environment and shielding [C]//Space Technology and Applications International Forum. Staif,2003:993-1010.

[13] HU W T,LI H,DING N,et al. Guidance of secondary radiation effects in design of space radiation shielding materials [R]. IMP & HIRFL Annual Report,2013:3-96.

[14] EMMANUEL A, RAGHAVAN J. Experimental validation of simulations of radiation shielding effectiveness of materials by mulassis[J]. Advances in Space Research,2016,58 (11):2376-2384.

[15] ADAMS J. Radiation shielding materials [C]. Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 2013. https://arc. aiaa. org/doi/10. 2514/6. 2001-326#

[16] ATWELL W. Radiation environments for deep-space missions and exposure estimates[R]. AIAA 2007-6044,2007.

[17] ZEITLIN C, HEILBRONN L, MILLER J, et al. Ground-based testing of radiation shielding materials [R]. AIAA,2004-781,2007.

[18] STEFFENS M, HEPP F, HOEFFGEN S, et al. Characterization of novel lightweight radiation shielding materials for space applications [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science,2017:1-1.

[19] THIBEAULT S A, KANG J H, SAUTI G, et al. Nanomaterials for radiation shielding[J]. MRS Bulletin,2015,40 (10):836-841.

[20] 沈自才,赵春晴,丁义刚,等. 电子辐照ITO/F46/Ag热控涂层的电学性能退化及损伤机理[J]. 强激光与粒子束,2010,22(6):1364-1368.

SHEN Z C,ZHAO C Q,DING Y G,et al. Electrical property degradation and damage mechanism of ITO/F46/Ag thermal control coating under electron irradiation[J]. High Power Laser and Particle Beams,2010,22(6):1364-1368.

[21] TOWNSEND L W. Overview of active methods for shielding spacecraft from energetic space radiation [C]. International workshop on space radiation research and Annual NASA space radiation health investigators workshop arona (Italy),May 27-31,2000.

[22] BATTISTON R,BURGER W J,CALVELLI V,et al. Active Radiation Shield for Space Exploration Missions (ARSSEM). Physics, 2012. //https://arxiv. org/ftp/arxiv/papers/1209/1209. 1907. pdf

[23] BUHLER C R, WICHMANN L. Analysis of a lunar base electrostatic radiation shield concept [R]. NASA KSC-2005-023,2012.

[24] TRIPATHI R K, WILSON J W, YOUNGQUIST R C. Electrostatic active radiation shielding [J]. Advances in Space Research,2008,42(6):1043-1049.

[25] JOSHI R P,QIU H,TRIPATHI RAM K. Configuration studies for active electrostatic space radiation shielding[J]. Acta Astronautica,2013,88:138-145.

[26] WASHBURN S A, BLATTNIG S R, SINGLETERRY R C, et al. Analytical-HZETRN model for rapid assessment of active magnetic radiation shielding [J]. Advances in Space Research,2014,53(1):8-17.

[27] BATTISTON R,BURGER W J,CALVELLI V. Active magnetic shielding for long duration manned space missions[C]. Proc. Sixth IAASS Conference-Safety is not an Option, Canada 21-23 May 2013(ESA SP-715,September 2013

[28] JOSHI R P, QIU H, TRIPATHI R K. Evaluation of a combined electrostatic and magnetostatic configuration for active space-radiation shielding [J]. Advances in Space Research, 2013,51(9):1784-1791.

[29] COCK F H. Magnetic shielding of interplanetary spacecraft against solar flare radiation final report: NASA CR-195539[R],1994.

[30] HERRING J S,MERRILL B J. Magnetic Shielding for Interplanetary Spacecraft:DE92003295[R],1991.

[31] 孟立飞,易忠,张超. 航天器防护高能带电粒子的新方法[J]. 航天器环境工程,2008,25(2):198-200.

MENG L F, Yi Z, ZHANG C. A new method to protect spacecraft against high-energy charged particles[J]. Spacecraft Environment Engineering,2008,25(2):198-200.