

飞行器的抗辐射屏蔽方法研究

查元梓¹ 罗文芸¹ 王朝壮¹ 徐加强² 王传珊¹

¹ (上海大学射线应用研究所 上海 201800)

² (中国科学院上海应用物理研究所 上海 201800)

摘要 空间辐射环境是飞行器失效的主要原因之一, 由于空间辐射环境的复杂性, 以及飞行器在空间活动的轨道和设计的寿命不同, 飞行器需要的抗辐射屏蔽也不同。我们以卫星的地球同步轨道上的电子能谱, 对卫星简化模型进行了抗辐射屏蔽的 Monte-Carlo 计算, 并对计算结果进行了实验验证, 在此基础上提出一种新的抗辐射屏蔽方法。

关键词 电子束, 飞行器, 抗辐射屏蔽, 蒙特卡罗模拟

中图分类号 O571.33, V520.6, X34

空间飞行器处于宇宙射线、太阳质子暴发以及围绕地球的电磁俘获带等辐射环境的包围中, 这是导致飞行器元器件失效乃至飞行器事故的主要原因。

对于地球轨道飞行器构成最大威胁的辐射带, 是位于赤道上空的内外范艾伦辐射带, 主要由 10—100 MeV 质子与 0.4—7 MeV 电子组成, 在地球同步轨道上, 卫星的辐射剂量主要由电子贡献。

电子本身较易于屏蔽, 但电子与物质相互作用产生的韧致辐射不易屏蔽。韧致辐射通常又称为背景辐射, 其辐射能量与靶材料的原子序数的平方和入射粒子的能量成正比, 且加厚屏蔽材料不能使韧致辐射明显减弱^[1]。在空间飞行器辐射屏蔽设计中, 主要考虑降低背景辐射的水平, 即降低韧致辐射的产额。

为保证空间飞行器的可靠性, 必须进行抗辐射加固。在此领域中, 我国已开展多年并取得大量成果, 包括屏蔽材料和屏蔽方法的不断优化。美国空间电子中心发展了 Rad-pakTM 和 Rad-coatTM 管壳涂覆技术^[2], 现已商业化应用。

本工作就屏蔽材料及其排列顺序, 用蒙特卡罗法进行计算研究和实验研究, 以期在不增加飞行器额外重量的情况下, 通过调整其屏蔽材料的排列顺序而增强其屏蔽效果。

1 屏蔽材料

通常用于屏蔽电子的轻材料与重材料各有优缺点,

对于相同的面密度, 重材料能更有效的阻止电子, 轻材料则产生较少的韧致辐射。图 1 为地球静止轨道环境下等效厚度铝与铅吸收体的剂量-深度分布曲线^[3]。鉴于两种类型材料的优缺点, 往往将两种类型材料结合使用。

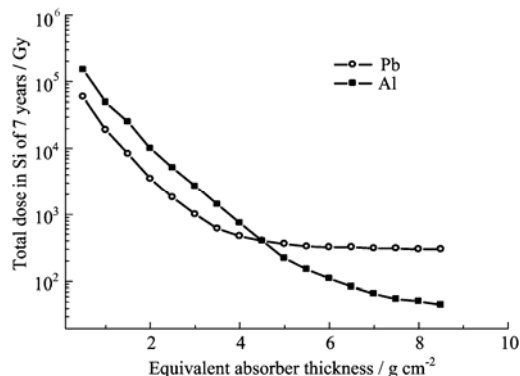


Fig.1 Depth-dose distribution in Al and Pb with electrons in the geosynchronous orbit

为使空间飞行器结构轻型化, 常使用轻重材料结合的多层屏蔽结构形式^[4], 抗辐射涂层即其技术途径之一。飞行器外壳材料为铝, 在外壳上涂覆重金属涂层。从其剂量-深度分布曲线(图 2)可知, 同样厚度的钨或铅屏蔽电子时, 钨的能量沉积更多, 屏蔽效果优于铅。而且, 钨更易加工成纳米粉末。因此, 铝外壳涂覆钨涂层, 更为可取, 这是本文屏蔽效果计算的主要材料。

国家自然科学基金(10305012)资助

第一作者: 查元梓, 女, 1983 年 11 月出生, 2000 年毕业于北京印刷学院, 现为上海大学环境与化学工程学院射线应用研究所硕士研究生

收稿日期: 初稿 2006-01-19, 修回 2006-03-06

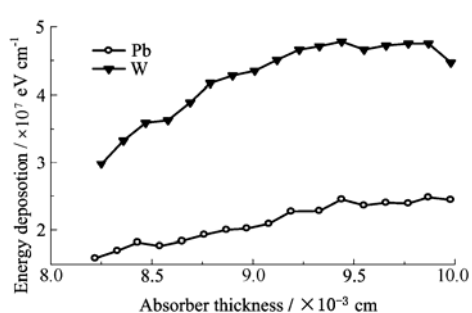


Fig.2 Depth-dose distribution in Pb and W with electrons of 1MeV

2 模拟计算与实验验证

基于 Monte-Carlo 方法的 PENELOPE 软件包 (Penetration and energy loss of positrons and electrons) [5], 可有效模拟电子与物质的相互作用。该程序计算结果包括穿过靶材料的剩余电子和二次粒子 (包括电子、正电子和光子) 的能谱, 以及在靶材料中的能量和电荷沉积等参数。本文针对 1mm 铝合金 (等效厚度为 0.27g/cm^2) 涂覆 $250\mu\text{m}$ 钨粉-聚氨酯涂层材料 (等效厚度为 0.16g/cm^2), 用 PENELOPE 模拟其对飞行器的屏蔽效果。

2.1 单能条件下屏蔽效果模拟

采用 1MeV 单能电子入射时, 模拟粒子数为 10 万个, 模拟了在铝壳+外涂层 (Outside-coated Al)、铝壳+内涂层 (Inside-coated Al) 以及等效厚度铝壳 (0.43g/cm^2 , 厚 1.6mm) 的屏蔽效果 (见图 3)。1.6mm 纯铝壳的透射电子数为入射电子数的 3.5%; 铝壳+外涂层的透射电子数为入射电子数的 0.62%; 铝壳+内涂层的透射电子为零, 可见涂层有明显的屏蔽效果, 而铝壳+内涂层的屏蔽效果更佳。

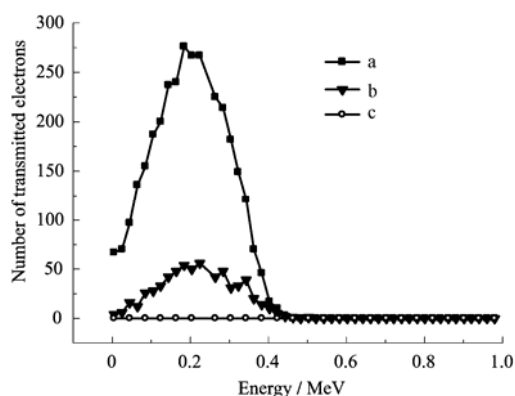


Fig.3 Calculated energy spectra of 1MeV electrons transmitted from different Al shieldings
a: 0.43g/cm^2 Al, b: 0.27g/cm^2 Al with 0.16g/cm^2 outside coatings (W + polyurethane), c: 0.27g/cm^2 Al with 0.16g/cm^2 inside coatings (W + polyurethane)

图 4 韧致辐射透射光子的计算结果, 铝壳+外涂层的透射光子较多, 平均为 0.079 个光子/入射电子; 铝壳+内涂层则为 0.026 个光子/入射电子, 约为前者的 1/3; 等效厚度铝层为 0.024 个光子/入射电子。

由单能光子的透射电子与透射光子模拟计算, 涂层铝比等效厚度铝屏蔽效果好, 且不同涂层面位置的屏蔽效果有显著差异, 铝壳+内涂层的屏蔽效果更好。此结果可由下述实验验证。

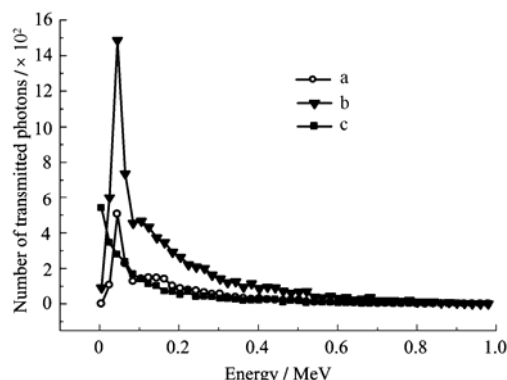


Fig.4 Calculated energy spectra of the 1MeV electrons-induced photons transmitted from different Al shieldings
a: 0.27g/cm^2 Al with 0.16g/cm^2 inside coatings (W + polyurethane), b: 0.27g/cm^2 Al with 0.16g/cm^2 outside coatings (W + polyurethane), c: 0.43g/cm^2 Al

2.2 单能条件下的实验验证

验证实验在 β 磁谱仪上进行, 装置图如图 5。采用的 β 放射源为 ^{90}Sr - ^{90}Y 同位素源, 其电子能谱是连续谱 ($<2.7\text{MeV}$), 可由均匀磁场获得单一能量电子。该 β 源的半衰期为 30a, 本实验期间衰变引起的源强变化可忽略不计。对于铝壳+外涂层或铝壳+内涂层, 1MeV 电子的透射光子谱如图 6。

上述模拟与实验均基于单一电子能量条件, 下文将以空间能谱为基础进行屏蔽效果模拟。

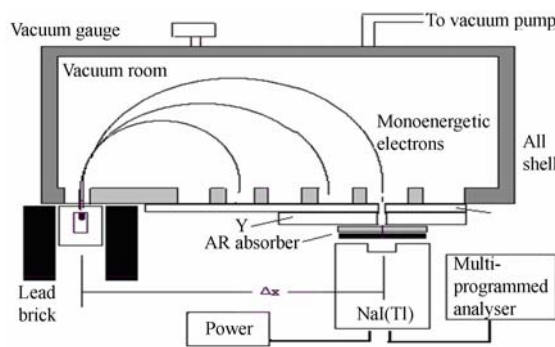


Fig.5 Schematics of the magnetic β spectrometer for experimental study of the shielding effect

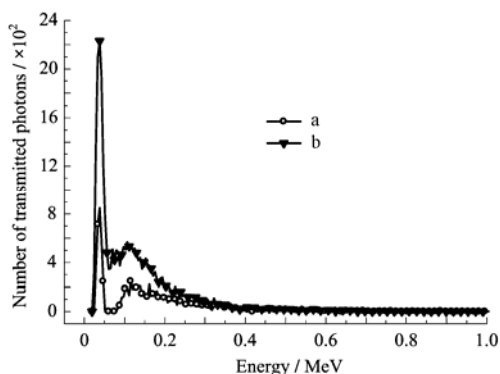


Fig.6 Energy spectra of the 1MeV electrons-induced photons transmitted from different Al shieldings
a: 0.27 g/cm² Al with 0.16 g/cm² inside coatings (W + polyurethane), b: 0.27 g/cm² Al with 0.16 g/cm² outside coatings (W + polyurethane)

2.3 能谱条件下屏蔽效果

模拟飞行器为地球同步轨道卫星, 采用地球同步轨道中的 AE8 (美国宇航局提供的俘获带电子环境模型) 电子能谱 (见图 7)。该能谱的电子在上述铝壳+外涂层和铝壳+内涂层中产生光子的透射谱如图 8, 模拟的粒子数为 100 万个。它们的屏蔽效果与采用单能电子模拟得到的结果趋势一致。

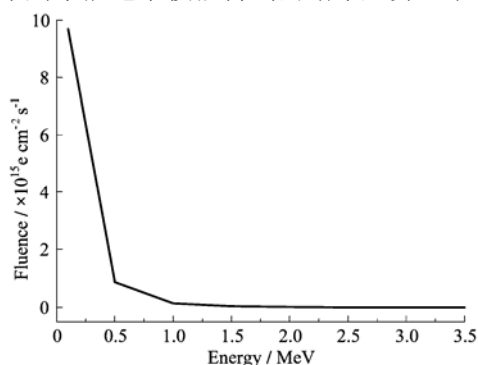


Fig.7 AE8 electron spectra of the geosynchronous orbit

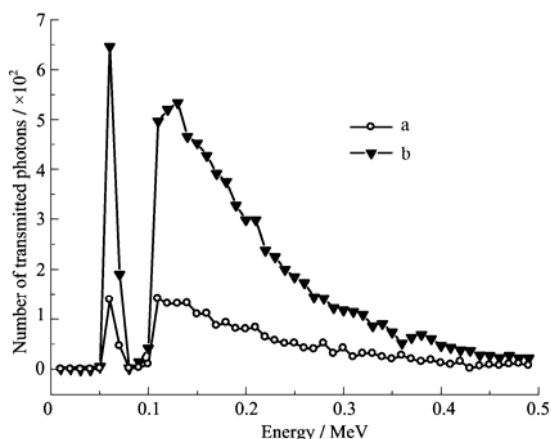


Fig.8 Calculated energy spectra of the AE8 electrons-induced photons transmitted from different Al shieldings
a: 0.27 g/cm² Al with 0.16 g/cm² inside coatings (W + polyurethane), b: 0.27 g/cm² Al with 0.16 g/cm² outside coatings (W + polyurethane)

3 结果与讨论

本文的模拟计算表明, 空间飞行器的抗辐射屏蔽涂层材料应选择钨, 即钨纳米粉末与聚氨酯涂层涂覆在铝层上。

计算表明: 0.27 g/cm² 厚的铝与 0.16 g/cm² 含钨涂层能有效的屏蔽大部分空间轨道的电子。涂层在铝壳外, 综合屏蔽效果略好于等效厚度的铝层, 对电子的屏蔽效果明显好于等效厚度的铝层, 产生的韧致辐射水平相当; 涂层在铝壳内, 其综合屏蔽效果相当于 3 倍厚度的铝层^[6] (图 3—图 4)。β 磁谱仪的验证 (见图 6) 显示了一个标准的韧致辐射谱, 连续谱上的叠加峰峰位在 0.03 MeV 左右。不同排序的屏蔽层的透射能谱的面积差别很大, 即透过屏蔽层的能量沉积差别很大, 可用电子在材料中的韧致辐射规律来解释。

用 AE8 地球同步轨道的电子能谱对上述屏蔽层计算, 得到的透射光子能谱显示了与 1 MeV 电子入射条件下类似的规律。由于有高能电子入射, 叠加峰位置为 0.06 MeV 左右。不同屏蔽材料排序的透射能谱面积比也差数倍。

在铝质飞行器壳体 (或仪器盒) 内表面涂覆重金属材料涂层, 可更有效地抗辐射。铝层慢化射线时产生较少的韧致辐射; 射线进入涂层时, 高序原子的背散射系数大, 而背散射的能量又被壳体吸收。传统上, 抗辐射涂层涂于壳体外表面, 但只要将涂层置于壳体内表面, 就可在不增加任何成本的基础上, 大大提高其抗辐射效果。欧洲宇航局报告^[6] 中曾提到飞行器屏蔽材料的合理排序能产生 3 倍的屏蔽效果, 而不当的排序则甚至能抵消屏蔽效果。本文研究结果支持这一结论。

在飞行器屏蔽设计中, 除考虑空间辐射电离效应外, 其非电离的部分在一定条件下也很重要, 有必要对空间辐射的非电离能损 (NIEL) 研究进行深入的探讨。

致谢 感谢同济大学陈玲燕教授等对本文实验的帮助。

参考文献

- 徐加强, 王传珊. 上海大学学报 (自然科学版), 2003, 9(3): 259-263
XU Jiaqiang, WANG Chuanshan. Journal of Shanghai University (Science edition), 2003, 9(3): 259-263
- Millward D G, Strtobel D J. The effectiveness of RAD-PAK™ IC's for space radiation hardening. Proc. of 40th ECTC conference, Las Vega, May 1990

- 3 于庆奎, 唐民, 赵大鹏, 等. 第五届卫星抗辐射加固技术学术交流文集. 航天科技集团公司. 2004, 70-74
YU Qingkui, TANG Ming, ZHAO Dapeng, *et al.* Fifth session of satellite anti-radiation reinforcement technology academic exchange anthology. China Aerospace Science and Technology Corporation. 2004, 70-74
- 4 Santoro R T, Alsmiller R G, Barnes J M, *et al.* Martin Marietta Michoud Aerospace, New Orleans, LA.1986
- 5 罗文芸, 王传珊, 黄伟. 上海大学学报(自然科学版), 1996, 5(3): 213-217
LUO Wenyun, WANG Chuanshan, Huangwei. Journal of Shanghai University(Science edition), 1996, 5(3): 213-217
- 6 Clive S Dyer, Gordon R Hopkinson. QinetiQ Space Department and Sira Electro - optics Ltd, document reference DERA/KIS/SPACE/TR010690/1.0, June 2001

Anti-radiation shielding method of spacecraft

ZHA Yuanzi¹ LUO Wenyun¹ WANG Chaozhuang¹ XU Jiaqiang² WANG Chuanshan¹

¹(Shanghai Applied Radiation Institute, Shanghai University, Shanghai 201800)

²(Shanghai Institute of Applied Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201800)

ABSTRACT The radiation environment of space accounts much for spacecrafts' invalidation. Anti-Radiation shielding methods depend on the environment of space radiation and spacecrafts' orbital altitudes as well as their life expectancy. Energy spectra of the geosynchronous orbit and Monte-Carlo simulation calculation are used in simulating simple satellite model's shielding effects. Our calculation results are supported by experiments. A new view on anti-radiation shield design is then presented.

KEYWORDS Electron beam, Spacecraft, Anti-Radiation shield, Monte-Carlo simulation

CLC O571.33, V520.6, X34