论文

伽玛关机敏感器测距中 120° 发射锥角的研究闫学文^①, 韩承志^①, 邵剑雄^①, 罗伟^②, 黄伟^②, 吴世通^②, 陈熙萌^{①*}^① 兰州大学核科学与技术学院, 兰州 730000;^② 北京空间机电研究所, 北京 100094

* E-mail: chenxm@lzu.edu.cn

收稿日期: 2015-12-23; 接受日期: 2016-05-04; 网络出版日期: 2016-05-23

摘要 嫦娥三号实现“软着陆”中关键技术之一是精确把握关机高度. 伽玛关机敏感器采用发射器向月面发射光子, 通过接收器记录的光子数判断航天器与月面距离. 利用 Geant4 对简化的发射器-接收器系统进行仿真, 论证锥角发射器优势并证实工况非锥角发射器选用的决定性因素. 通过发射器锥角微分分析充分说明伽玛关机敏感器选用 120° 锥角发射器的必要性和合理性, 证实伽玛测距中光子散射分布特性与传统激光测距直线传播镜面反射不同, 并展示二者显著差异. 在仿真结果基础上并保证完成着陆任务前提下, 对样机设计提出改善方案以减少放射性对航天器件的辐射损伤.

关键词 嫦娥三号, 伽玛关机敏感器, 120° 锥角发射器, 接收器, Geant4

1 引言

月球探测是一个国家科技水平和综合国力的重要体现, 既是当代科学技术发展最前沿领域之一, 也对国家社会、经济、国防和科技等各方面具有全面带动作用^[1]. 我国探月工程一期嫦娥一号、二号已成功绕月飞行, 完成了对月球探测第一步. 要真正实现我国航天器踏上月球, 必须掌握飞行器月面“软着陆”控制技术.

“软着陆”指航天器经减速后以有效载荷能承受的安全着陆速度进行着陆^[2]. 嫦娥三号“软着陆”过程: 第一阶段, 反推火箭制动减速、调姿; 第二阶段, 悬停, 航天器达到离月面约 100 m 时, 控制垂向速度使

幅值为 0 m/s; 第三阶段, 缓速下降, 通过反推火箭控制航天器缓速下降, 直至重心离月面 3~4 m 高度时关闭制动; 第四阶段, 自由落体降落至月面着陆^[3].

月面“软着陆”是我国探月二期工程的重要步骤, 嫦娥三号工程目标是实现月球“软着陆”探测和月面巡视探测^[4]. 嫦娥三号搭载能实时监测飞行器与月面距离的伽玛关机敏感器, 其工作原理是由发射器发射光子, 经由月球环境发生光电效应、康普顿散射等相互作用后被 NaI 探测器接收. 接收器记录的光子数随航天器距月面高度变化而变化, 进而可由接收器计数得到航天器与月面实时距离, 当敏感器探测到距离月面 3~4 m 高度时发出关机指令, 关闭飞行器主发动机, 从而实现月面“软着陆”^[5]. 这一过程要求伽

引用格式: 闫学文, 韩承志, 邵剑雄, 等. 伽玛关机敏感器测距中 120° 发射锥角的研究. 中国科学: 技术科学, 2016, 46: 643–648

Yan X W, Han C Z, Shao J X, et al. Study on 120° launching cone angle of gamma shutdown sensor in measuring distance (in Chinese). Sci Sin Tech, 2016, 46: 643–648, doi: 10.1360/N092015-00349

玛关机敏器能够精准测距, 因此对发射器-接收器系统有严格的技术指标要求。

工程上使用柱体 ^{137}Cs 伽玛源, 利用不锈钢材料进行包覆使其成为以 120° 固定锥角发射光子的伽玛发射器。在之前工作中, 已就发射器与接收器相对位置及关机敏器距月面整体高度改变情况进行 Geant4 仿真分析, 证实工况(包括发射器-接收器二者水平距离、竖直距离等)并非工程中选用 120° 锥角发射器的决定性因素^[6], 推测应与光子在月球环境下的散射物理机制直接相关。鉴于此, 本文对伽玛关机敏器中发射器进行简化, 并用 Geant4 对发射器源体进行微分分析。仿真结果给出发射器在各发射角度下 NaI 接收器探测到的光子数, 通过分析计数谱图, 充分验证了工程上选用 120° 锥角(立体角为 π)发射器的必要性和合理性。这为我国后续航天器实现地外天体“软着陆”提供了伽玛测距部分的理论支撑和物理基础, 对优化伽玛关机敏器的设计有一定指导意义。

2 仿真模型建立

本文针对发射器部分做深化分析, 图 1 给出简化仿真模型, 图 2 显示发射器与接收器水平截面(坐标系 XOZ 面)上相对位置。

嫦娥三号伽玛关机敏器测距仿真工作中得到着陆器其余部件(除发射器-接收器系统)对测距综合影响 $<3\%$ ^[7], 此影响于本次仿真可忽略, 因此简化模型只有发射器、接收器和水泥地面。发射器与接收器竖直高度差 ΔY 为 20 cm、水平距离差 ΔX 为 84 cm, 这与嫦娥三号实体伽玛关机敏器中二者空间位置基本无异, 简化模型中 θ 为发射器半锥角, 此时发射器全锥角为 120° 。

图 1 (网络版彩图)简化仿真模型(单位: cm)

图 2 (网络版彩图)发射器与接收器相对位置

3 仿真结果与分析

仿真工作就两个主要问题进行深入研究。第一, 工程中选用锥角发射器原因; 第二, 选取 120° 发射锥角原因。

3.1 锥角发射器优势论证

与激光利用其较好单向性进行测距不同, 嫦娥三号伽玛关机敏器中选择锥角发射器而非单向发射器, 下面将对锥角发射器优势进行论证。图 3 分别给出全发射角 60° 锥角发射器(随机选取 $\theta=30^\circ$)和单向发射器($\theta=0^\circ$)中航天器距水泥地面不同高度下接收器记数。

由图 3(a)可知, 对于全发射角 60° 锥角发射器, 接收器计数随航天器高度增加呈指数衰减趋势。图 3(b)中计数呈现同一趋势, 唯一区别在于单向发射器下接收器计数偏高(造成计数偏高的原因本文之后将给出详细解释)。仅从这一验证来看, 因其计数率较高, 单向发射器在测距中具备一定优势。然而, 以下论证将否定这一结论, 给出锥角发射器在工程应用中的优势。

嫦娥三号预着陆点位于虹湾地区, 选择虹湾主要考虑以下几个方面: 首先, 该地区地势平坦, 有利于着陆器实现“软着陆”; 第二, 降落在这个着陆点时测控弧段全部位于我国境内, 有利于直接联系和控制; 第三, 虹湾地区有足够阳光可为月球车提供能量; 第四, 该地区矿物质资源丰富(例如铁、钛等月球上重要元素), 另外有许多重要地质特征(例如皱脊、月溪、撞击坑分布广泛), 利于开展科研工作^[1,8]。

实际上, 月球表面并非十分平坦, 到处覆盖各样环形坑和石块。嫦娥三号“软着陆”地点选取了以着陆点为中心 $20\text{ m} \times 20\text{ m}$ 区域内平均高程差(凸起高度

图3 接收器对不同类型发射器随高度变化的计数率曲线
(a) 全发射角 60° 锥角发射器下接收器计数随高度的变化; (b) 单向发射器下接收器计数随高度的变化

和凹坑深度)均小于 20 cm 的地区^[9]. 仿真中, 发射器正下方水泥地面挖除 20 cm $\times$ 20 cm $\times$ 20 cm 的水泥块表示凹陷环形坑(工况 1); 对水泥地面表面不做任何处理表示为平坦月面(工况 2); 在发射器正下方水泥地面上放置 20 cm $\times$ 20 cm $\times$ 20 cm 的水泥块表示凸起石块(工况 3). 在关机敏感器距水泥地面 $H=3$ m 时, 对以上 3 种工况分别进行两种发射器的仿真分析, 接收器计数如图 4 所示. 仿真中将水泥地面上表面高度定义为参考高度 0 cm, 相对高程差 ± 20 的高度表示凸起高度和凹坑深度均为 20 cm.

由图 4(a)可知, 在全发射角 60° 锥角发射器下计数率基本不随凸起或凹坑的高程差变化而变化, 20 cm 高程差计数差异约为 0.5%. 很明显由图 4(b)可知, 对于单向发射器, 在一个 20 cm $\times$ 20 cm $\times$ 20 cm 的凸起石块或凹陷深坑影响下, 接收器计数呈现极为明显的变化, 20 cm 高程差计数差异高达 26%. 因此, 对于嫦娥三号“软着陆”, 选用锥角发射器可以避免微小月貌差异对高度测定造成巨大影响的情况出现.

图4 接收器对不同发射器随高程变化的计数
(a) 全发射角 60° 锥角发射器下接收器计数随高程的变化; (b) 单向发射器下接收器计数随高程的变化

3.2 锥角发射器微分分析

在明确选择锥角发射器后, 本文对 120° 全发射锥角进行了深化研究. 将整体发射器分割成若干相同立体角内出射的粒子源, 分割后发射器锥角固定为 6° (立体角为 0.00274π), 以保证在各角度 (θ, φ) 下任一分割区域内单位时间出射的光子数相同. 半锥角 θ (光子出射方向与 Y 轴负半轴夹角) 由 $0^\circ \sim 90^\circ$, φ 角 (光子出射方向与 X 轴正半轴夹角) 由 $0^\circ \sim 360^\circ$, 均按照 6° 间隔变化, 以不同出射方向 (θ, φ) 发射光子, 然后记录接收器接收到的光子数.

前期工作已就发射器与接收器二者空间位置对测距计数影响作过研究, 本文对其作了补充: 在各工况下对发射器锥角进行分割, 通过接收器计数研究工况对发射器锥角选择的影响.

首先选择接近实际情况的伽玛关机敏感器整体距水泥地面高度 H 为 3 m 时, 由于嫦娥三号伽玛关机敏感器尺寸限制, 在适当范围内本文选取发射器与接收器竖直相对 $\Delta Y=9, 29$ cm, 水平相对 $\Delta X=34, 134$

cm 时进行仿真, 仿真结果如图 5 所示.

当接收器与发射器水平距离差 ΔX 保持 84 cm, 竖直高度差 ΔY 分别为 9 和 29 cm 时, 发射器出射光子经水泥地面散射到接收器, 两种情况下散射角基本保持一致, 由图 5(a)和(b)也可观察到光子最强散射区域基本重合. 而接收器与发射器竖直距离差 ΔY 保持 19 cm 不变, 水平距离差 ΔX 分别为 34 和 134 cm 时, 由图 5(c)和(d)可知光子的最强散射区域有明显不同. 但可看到在这两种极端工况下发射器半锥角 θ 在 $0^\circ\sim 40^\circ$ 范围内出射的光子对接收器计数有较大贡献, 而在 $\theta>40^\circ$ 时, 两种工况下发射器出射的光子对接收器计数贡献均较小. 从这个结果来看, 当接收器与发射器竖直距离差 ΔY 保持 29 cm、水平距离差 ΔX 分别为 34 和 134 cm 时接收器计数与发射器锥角无太大关系. 以上两种极端工况仿真结果证明工况并非发射器锥角选取的决定因素.

本文主要工作是在保持发射器与接收器水平相对距离 $\Delta X=34$ cm、竖直相对距离 $\Delta Y=19$ cm 不变时, 航天器距水泥地面高度 H 分别为 1, 2, 3, 4, 6 和 10 m 的情况下进行仿真计算, 得到不同高度下发射器分割之后的计数谱图, 继而对谱图进行物理分析.

图 6 为航天器距离水泥地面不同高度 H 时, 以不同角度(θ, φ)发射一定锥角的光子, 接收器对光子的探测率.

激光测距利用光直线传播的镜面反射方式, 在我国, 伽玛射线第一次用在地外天体软着陆的高度测量中, 与以往各种测距经验不同. 通过图 6 可知光子最强散射区偏离镜面反射区较明显, 表 1 中进一步给出光子最强散射区域仿真结果与镜面反射结果的对比.

由表 1 可知, 对于 φ 出射方向, 不同高度下均表

表 1 不同高度(H)下最强散射区域仿真结果与镜面反射结果的对比

H (m)	最强 θ 区域		H (m)	最强 φ 区域	
	仿真结果	镜面反射		仿真结果	镜面反射
1	$40^\circ\sim 55^\circ$	22.5°	1	$130^\circ\sim 190^\circ$	166°
2	$20^\circ\sim 40^\circ$	11.7°	2	$130^\circ\sim 190^\circ$	166°
3	$10^\circ\sim 35^\circ$	7.9°	3	$130^\circ\sim 190^\circ$	166°
4	$8^\circ\sim 30^\circ$	5.9°	4	$130^\circ\sim 190^\circ$	166°
6	$5^\circ\sim 25^\circ$	3.9°	6	$130^\circ\sim 190^\circ$	166°
10	$3^\circ\sim 20^\circ$	2.4°	10	$130^\circ\sim 190^\circ$	166°

现出 φ 在 $130^\circ\sim 190^\circ$ 范围内出射的粒子对接收器计数贡献较大. 但对 θ 而言, 情况各有不同. 接收器高度为 1 m 时, 在仿真得到的计数谱图上可看到 θ 在 $40^\circ\sim 55^\circ$ 的范围内出射的粒子对计数贡献最大, 而从物理模型上计算得到从源出射的粒子经镜面反射到接收器的 θ 为 22.5° , 二者呈现较大差异, 高度为 2, 3, 4, 6 和 10 m 时的情况均可从表 1 中看到. 详尽的仿真结果证实从发射器出射的 0.662 MeV 光子主要经康普顿散射后到达 NaI 接收器被记录, 其分布满足多次康普顿散射的最大分布, 光子最强散射区域明显偏离镜面反射区域. 该结论具有工程价值, 对后续伽玛关机敏器测距部分的设计有一定指导意义.

由图 6 可知, 无论航天器距水泥地面高度如何, 发射器半锥角 $\theta>60^\circ$ 时接收器计数均较小, 在 $0^\circ<\theta<60^\circ$ 范围内接收器计数占总计数比重见表 2.

表 2 显示半锥角 θ 在 $0^\circ\sim 60^\circ$ 范围内计数占总计数约 90%~97%, 足以满足工程需求. 如果继续增大发射器锥角, 仅会增加放射性泄露而接收器计数不会得到改善, 这将造成对航天器各部件额外的辐射损伤, 不利于其正常工作.

对于本文前面论证单向发射器与锥角发射器适用性中提到的单向发射器对接收器计数贡献较全发射角 60° 锥角发射器大的原因这里我们可以理解. 首先, 仿真中单向发射器出射的粒子是 100% 源活度, 而根据立体角计算 60° 锥角发射器出射的粒子数占源总活度的 6.7%. 其次, 锥角发射器粒子在 60° 锥角内均匀分布, 由图 6 可知, 只有 $\varphi=130^\circ\sim 190^\circ$ 范围内出射的粒子对接收器计数贡献较大, 而对于单向发射器($\theta=0^\circ$), 除航天器距水泥地面 H 很小的情况外其余高度下出射粒子对接收器计数贡献均较大. 结合这两方面原因可以解释单向发射器计数较 60° 锥角发射器计数大的事实.

4 结论

本文利用 Geant4 对嫦娥三号伽玛关机敏器中用于深空测距的伽玛发射器建立简化模型并进行仿真计算, 根据仿真结果分析得出以下结论:

- 1) 由于环形坑与石块影响, 嫦娥三号在月面“软着陆”过程中测距宜选用锥角发射器;
- 2) 测距部分发射器与接收器空间相对位置不是 120° 锥角发射器选取的决定因素;

3) 对接收器计数角度分布谱图进行分析, 得到发射器锥角在 120° 范围内为最强散射区域, 其余方

向出射粒子对接收器计数贡献很小, 这是由多次康普顿散射所决定, 其散射特性与激光测距镜面反射

图5 接收器与发射器竖直距离(ΔY)不同和水平距离(ΔX)不同时的计数

(a) $H=3$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=9$ cm 时计数; (b) $H=3$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=29$ cm 时计数; (c) $H=3$ m, $\Delta X=34$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数; (d) $H=3$ m, $\Delta X=134$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数

图6 接收器距水泥地面高度为 H 的计数

(a) $H=1$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数; (b) $H=2$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数; (c) $H=3$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数; (d) $H=4$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数; (e) $H=6$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数; (f) $H=10$ m, $\Delta X=84$ cm, $\Delta Y=19$ cm 时计数

有很大不同;

4) 对 120°锥角发射器进一步分析, 可知嫦娥三号伽玛关机敏传感器中发射器锥角可进一步缩小以减少放射性泄露, 出射方向可由垂直月面改为倾斜向

表 2 0°< θ <60°计数占总计数比重

高度(m)	比重(%)	高度(m)	比重(%)
1	91.3	4	96.6
2	95.7	6	96.8
3	96.4	10	96.8

接收器一侧的小角度, 同时能满足和现有设计几乎相同的任务需求.

综上所述, 本文通过对伽玛关机敏传感器中发射器的详细研究, 验证了航天器“软着陆”伽玛测距系统中选用 120°锥角发射器是由伽玛射线与物质相互作用的物理性质所决定, 并在此基础上对关机敏传感器的设计提出优化方案. 这对即将发射的嫦娥五号、嫦娥四号、火星探测器等地外天体“软着陆”航天器的初样设计提供了理论支撑, 也为其仿真模拟提供了实践经验.

参考文献

- 1 乔乐, 肖龙, 赵健楠, 等. 月球虹湾地区地质特征解译及岩浆活动历史研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43: 1370–1386
- 2 杨湘杰, 刘焕焕, 王文林. 月球探测器的“软着陆”技术. 机电产品开发与创新, 2008, 21: 27–28
- 3 欧阳自远. 月球探测的形势与中国的“嫦娥工程”. 2007
- 4 欧阳自远. 我国月球探测的总体科学目标与发展战略. 地球科学进展, 2004, 19: 351–358
- 5 张焯, 蔡国飙, 许映乔, 等. 嫦娥三号着陆器“软着陆”过程中羽流仿真分析及试验研究. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 344–352
- 6 罗伟, 闫学文, 韩承志, 等. 伽马高度表发射器辐射锥角研究. 见: 第三届进入、减速、着陆(EDL)技术全国学术会议论文集. 长沙, 2015
- 7 韩承志, 闫学文, 周满, 等. 嫦娥三号“软着陆”地月转化方案. 见: 第三届进入、减速、着陆(EDL)技术全国学术会议论文集, 长沙, 2015
- 8 闫凯, 欧阳自远. 嫦娥三号: 登月! 科学世界, 2013, 9: 8–13
- 9 张洪华, 梁俊, 黄翔宇, 等. 嫦娥三号自主避障“软着陆”控制技术. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 559–568

Study on 120° launching cone angle of gamma shutdown sensor in measuring distance

YAN XueWen¹, HAN ChengZhi¹, SHAO JianXiong¹, LUO Wei², HUANG Wei², WU ShiTong² & CHEN XiMeng¹

¹ School of Nuclear Science and Technology, Lanzhou University, Lanzhou 730000, China;

² Beijing Institute of Space and Electrical, Beijing 100094, China

The key technology in “soft landing” for Chang’e 3 is to accurately control the height between shutdown sensor and the lunar surface. gamma shutdown sensor uses a launcher to launch photons to the lunar surface and judges the distance between craft and the moon through the number of received photons . The software of Geant4 is used to simulate the simplified system of the launcher-acceptor. The simulation results show the advantages of the launcher with a certain cone launching angle when the craft is landing to the moon. And we find that the relative position of launcher and acceptor is not decisive factor of selecting the launcher with cone launching angle. By the detailed analysis of the scattering probabilities of the photons from the launcher to the acceptor at different scattering angles, we can get the reason that why we chose the 120° cone launching angle in the mission. The simulation data indicate that the most important scattering areas of the gamma launcher are quite different from the laser method. This work provides a way to optimize the structure of the gamma shutdown sensor to accomplish the mission and reduce the radiation dose.

Chang’e 3, gamma shutdown sensor, launcher with a cone launching angle of 120°, acceptor, Geant4

doi: 10.1360/N092015-00349