

火星取样返回全过程空间环境及效应

孟佳程, 曲少杰, 呼延奇, 孙泽洲

(北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094)

摘要: 针对火星取样返回任务全过程可能经历的空间环境要素进行了识别, 并且对各环节产生的效应进行了分析。火星取样返回全过程经历的空间环境主要包含地球轨道空间和地火行星际空间带电粒子环境、火星大气环境、火星着陆区地面环境和火星表面低气压放电和尘埃带电环境。在地球轨道空间和地火行星际空间带电粒子环境方面, 主要针对地球辐射带捕获粒子、太阳耀斑质子、宇宙线和太阳风等离子体等带电粒子环境, 以及它们对探测器产生的电离总剂量、位移损伤、单粒子和表面充放电效应进行定量分析; 在火星大气环境方面, 利用火星大气模型计算了火星大气参数, 使用观测数据分析了光学深度和尘暴发生的季节规律; 针对火星着陆区地面环境, 以“天问一号”着陆候选区为例分析了高程、坡度、岩石分布等; 此外还着重分析了火星表面低气压放电和尘埃带电环境的影响。分析结果形成了工程可用的定量环境条件, 为火星取样返回任务设计提供重要数据支撑。

关键词: 火星取样返回; 带电粒子; 火星大气; 火星表面

中图分类号: V476.4, P185.3

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2025)03-0284-10

DOI: 10.3724/j.issn.2096-9287.2025.20240095

引用格式: 孟佳程, 曲少杰, 呼延奇, 等. 火星取样返回全过程空间环境及效应[J]. 深空探测学报(中英文), 2025, 12(3): 284-293.

Reference format: MENG J C, QU S J, HU Y Q, et al. Space environment and its effects during martian sample-return mission[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2025, 12(3): 284-293.

引言

对于火星取样返回任务来说, 探测器在整个任务期内都会受到空间环境的影响^[1], 而对于空间环境要素和效应分析的全面性和有效性对任务的成败具有关键的作用。

火星取样返回飞行阶段可大致划分为地球发射阶段、地火转移阶段、火星EDL(Entry, Descent, and Landing)阶段、火面工作阶段、火面起飞阶段、火地转移阶段和地球返回阶段, 不同的飞行阶段探测器遭遇的空间环境各不相同。在地球发射和返回阶段, 探测器将穿越地球辐射带, 遭遇地球辐射带捕获粒子; 在地火转移和火地转移阶段, 探测器会受到行星际空间中太阳风和银河宇宙线粒子的影响, 期间若发生太阳粒子事件, 太阳高能粒子也会影响探测器; 在火星EDL、火面工作和火面起飞阶段, 火星大气环境将是重点考虑的环境; 在火面工作期间, 火星的表面环境将会对探测器产生影响。

不同类型的空间环境会对探测器产生不同的影响, 例如带电粒子环境主要会对探测器产生电离总剂量效应、位移损伤效应、单粒子效应、表面充放电效

应和内带电效应^[2], 而火星大气环境主要影响了探测器EDL和火面起飞的过程。因此针对不同种类的空间环境产生的影响需要进行具体分析。

针对典型的火星取样返回任务, 对全任务剖面空间环境要素影响进行了分析, 针对其中重要的环境要素如带电粒子环境、火星大气环境和火星表面环境等给出了工程上可用的定量的环境条件, 这些环境条件为火星取样返回任务中辐射防护设计、EDL和火面起飞上升设计、火面工作设计和火星大气辅助减速设计提供重要的数据支撑。

本文将对火星取样返回全过程中会经历的空间环境要素进行梳理, 并且采用定量和半定量的方法分析各个空间环境要素对探测器的影响, 并且对火星采样返回空间环境防护重点和任务设计给出建议。

1 地球轨道空间及地火行星际中的带电粒子环境

火星取样返回任务过程中经历的带电粒子环境主要包括地球辐射带捕获粒子、太阳粒子事件(Solar Particle Event, SPE)、银河宇宙线(Galactic Cosmic Ray, GCR)以及太阳风, 由于火星没有全球性磁

场, 进而没有形成类似地球的辐射带, 因此分析中无需考虑火星轨道空间额外的带电粒子环境。上述带电粒子环境主要会对探测器产生电离总剂量、位移损伤、单粒子和表面充放电效应。首先根据带电粒子模型定量评估任务全过程中遭遇的带电粒子通量水平, 根据带电粒子通量, 定量计算电离总剂量、位移损伤和单粒子效应的环境条件, 评估表面充放电效应的风险。

在地球发射和返回阶段, 探测器会两次穿越地球辐射带, 辐射带的下边缘约在高度500 km, 上边缘在磁层顶(高度约65 000 km), 探测器在这个高度范围内会受到地球辐射带中的捕获质子和捕获电子的影响, 探测器遭遇的辐射带粒子通量与轨道设计紧密相关, 但通常情况下穿越地球辐射带的时间很短, 仅有几小时左右, 因此地球辐射带粒子对探测器的影响十分有限。地球辐射带AP-8/AE-8模型^[3-4]给出了不同空间位置处的捕获电子和捕获质子的平均通量, AP-8/AE-8模型分为MIN和MAX两种模式, 分别描述了太阳活动低年和太阳活动高年的平均粒子通量。

太阳粒子事件是伴随着太阳耀斑和日冕物质抛射产生的高能粒子流, 带电粒子的成分主要由质子组成, 因此也称太阳质子事件。在整个任务期间如果发生太阳粒子事件, 探测器会受到太阳爆发产生的高能质子和重离子的影响, 太阳粒子事件发生具有一定的随机性, 但是随太阳活动周期也会呈现周期性变化, 太阳活动周期平均是11 a, 其中约7 a是太阳活动高年, 约4 a为太阳活动低年, 太阳粒子事件主要集中在太阳活动高年发生, 但是在太阳活动低年也有一定概率发生。中国预计在2028年前后实施火星取样返回任务^①, 当前处于第25个太阳活动周, 预计在2030年结束, 太阳活动峰年预计在2025年, 对于火星取样返回任务, 任务期一般在3~5 a之间, 2030年前后两年左右预计是太阳活动低年, 因此任务期内太阳活动并不会特别剧烈, 但太阳粒子事件仍有可能发生。在任务期内通常考虑发生一次类似1989年10月的特大太阳爆发产生的累积质子通量, 粒子通量如图1所示, 该结果可用于分析电离总剂量、位移损伤效应等累积效应。对比了美国国家航空航天局(National Aeronautics and Space Administration, NASA)给出的一个典型火星往返任务的结果^[5], 如图中虚线所示, 该任务设定在太阳活动高年进行, 因此结果比本文分析得到的质子通量偏高。

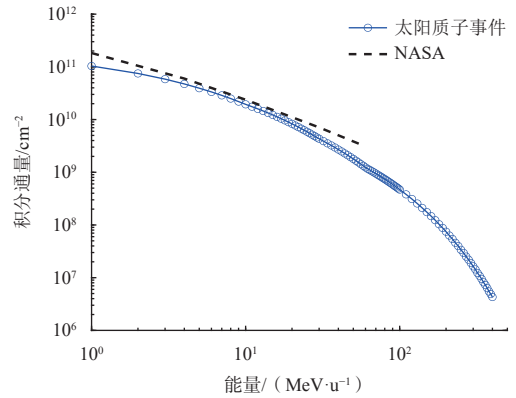


图1 太阳粒子事件质子累积通量

Fig. 1 The proton fluence of the solar particle event

单粒子效应分析时需考虑粒子的瞬时通量, 通常采用最恶劣情况。使用类似1989年10月的特大太阳爆发事件中粒子的峰值通量, 图2给出了不同种类元素的粒子峰值通量。

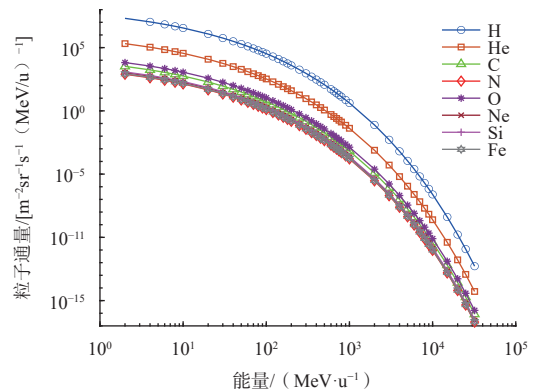


图2 太阳粒子事件粒子峰值通量

Fig. 2 The peak fluence of the solar particle event

上述结果均为1 AU处的结果, 火星与太阳之间最远距离为1.67 AU, 平均距离为1.52 AU, 太阳爆发产生的粒子通量随太阳的距离呈下降的趋势, 但是粒子通量随距离变化的关系具有一定的不确定性^[6], 在分析中假设在火星取样返回任务中所有位置处的粒子通量均等于1 AU处的通量, 即最恶劣工况。

在整个任务期内探测器将持续遭受银河宇宙线高能粒子, 银河宇宙线粒子通量与太阳活动强度呈负相关, 即太阳活动高年银河宇宙线通量低, 而太阳活动低年银河宇宙线通量高, 分析中使用CREME96模型^[7]计算太阳活动低年银河宇宙线通量, 结果如图3所示。银河宇宙线粒子通量随太阳距离的增加呈升高的趋势, 但是在工程实际中通常将其认为不随距离改变。

在地火转移和火地转移的过程中, 探测器还会持

① <https://www.spacechina.com/n25.../n2014789/n2014804/c4192609/content.html>

续受到太阳风的影响。太阳风属于稀薄热等离子体,发源于高温日冕,当日冕温度超过太阳引力对它的约束时,太阳风便从太阳的各个方向发射出去。太阳风主要成分是电子和质子,占比在95%以上,重离子成份主要是氦离子,占比约为4.8%,其它成份如氧离子、铁离子等含量甚少。1 AU处的太阳风物理特性如表1所示,物理特性参数来自文献[8]。与太阳粒子事件类似,认为在地火转移和火地转移阶段,太阳风特性均与1 AU处相同[6]。

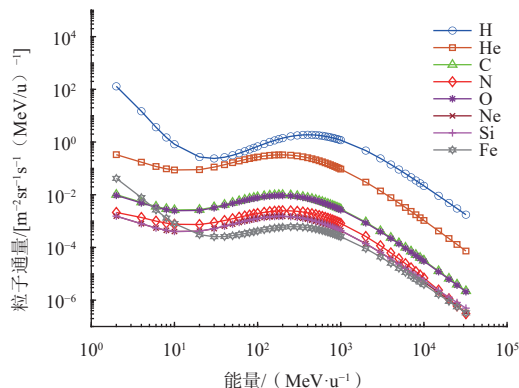


图3 银河宇宙线粒子通量
Fig. 3 The fluence of the galactic cosmic ray

表1 太阳风物理特性(1AU)^[8]

Table 1 The physical characteristics of solar wind

	低速	典型	高速
密度/(cm^{-3})	10	8.7	3
速度/($\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$)	250~450	468	450~800
T_p	$5.0 \times 10^4 \text{ K}$ (4.3 eV)	$1.2 \times 10^5 \text{ K}$ (10.4 eV)	$1.5 \times 10^6 \text{ K}$ (12.9 eV)
T_e	$2.0 \times 10^5 \text{ K}$ (17.3 eV)	$1.4 \times 10^5 \text{ K}$ (12.1 eV)	$7.5 \times 10^4 \text{ K}$ (6.5 eV)

上述带电粒子环境对探测器主要会产生电离总剂量效应、位移损伤效应、单粒子效应和表面充放电效应。

电离总剂量效应是由于带电粒子在材料和器件中通过电离作用将能量传递给材料和器件,进而影响材料和器件功能的效应。产生电离总剂量效应的辐射源主要来自地球辐射带捕获粒子和太阳粒子事件,图4给出了任务期内的剂量——深度曲线,可以看到,太阳粒子事件产生的电离总剂量比地球辐射带高1~2个数量级,在3 mm等效铝屏蔽的情况下,任务期内的总剂量仅为2.7 krad (Si),绝大多数器件和材料都能够满足该要求,探测器的舱板和设备外壳通常可以提供3 mm等效铝屏蔽,因此通常不需要增加额外的屏蔽防护,电离总剂量效应的影响并不严重。同时我们也比较了NASA的分析结果,在3 mm等效铝屏蔽的情况下剂量约3 krad (Si),和本文结果基本一致。

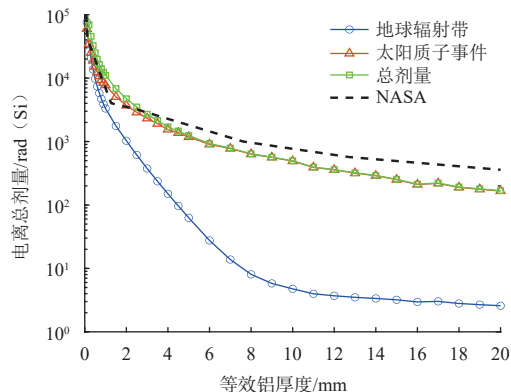


图4 任务期内的剂量——深度曲线
Fig. 4 The dose-depth relation for the mission

位移损伤效应是高能粒子与物质的晶格碰撞产生缺陷,进而影响器件功能的效应,主要影响探测器中的光电器件。产生位移损伤效应的辐射源主要来自太阳粒子事件,器件受到的位移损伤效应可以通过非电离能损(Non-Ionizing Energy Losses, NIEL)来评估,非电离能损是粒子种类、入射能量的函数,在工程实际中,通常采用单一能量的等效质子或者中子通量来衡量位移损伤的大小,本文采用等效1 MeV中子通量来衡量位移损伤大小,即1 MeV中子产生相同的位移损伤所需的通量,结果如图5所示。在经过探测器的舱板和设备外壳的屏蔽后,通常可以满足光电器件位移损伤的防护要求,位移损伤效应的影响并不严重。

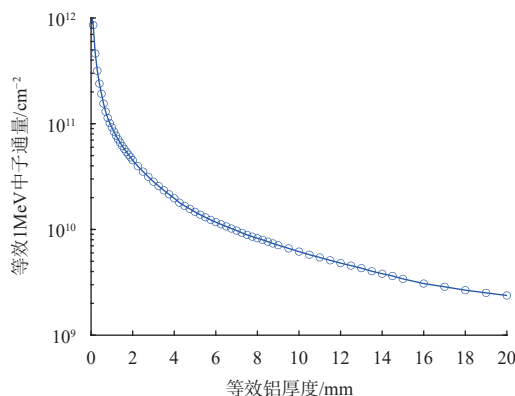


图5 任务期内的等效1 MeV中子通量
Fig. 5 The equivalent 1 MeV neutron fluence for the mission

除此之外,还有一类针对太阳电池片的位移损伤效应,地球辐射带的捕获粒子和太阳粒子事件均会产生对太阳电池片的损伤,太阳电池片上会覆盖一层玻璃,盖片玻璃能阻挡一部分粒子。通常采用等效1 MeV电子通量来衡量太阳电池损伤效应,太阳电池片有开路电压(V_{OC})、短路电流(I_{SC})和峰值功率(P_{MAX})3个主要物理特性,针对3种物理特性等效1 MeV电子通量随盖片玻璃厚度的变化如图6所示。

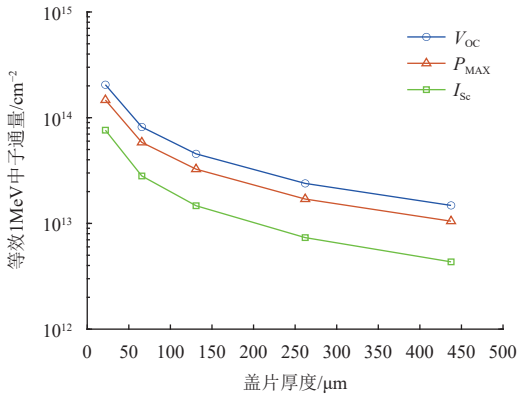


图6 任务期内的太阳电池损伤等效1MeV电子通量

Fig. 6 The equivalent 1 MeV electron fluence for the solar cell degradation

单粒子效应是由于高能质子或者重离子穿过电路敏感区导致存储信息或输出信息出错的效应, 主要由太阳粒子事件和银河宇宙线产生。通常采用线性能量传输 (Linear Energy Transfer, LET) 的能谱来描述单粒子效应的影响, 未发生太阳粒子事件和发生太阳粒子事件经过1 mm等效铝屏蔽的LET谱如图7所示, 同时比较了NASA给出的经过1.52 mm等效铝屏蔽后的LET谱, 考虑到分析时屏蔽厚度的差别, 本文结果和NASA的结果基本一致。由于火星与地球之间存在通讯时延, 探测器如果发生单粒子事件, 地面发送的恢复指令无法及时到达探测器, 因此对于火星取样返回任务发生单粒子事件后的自主恢复功能尤为重要。

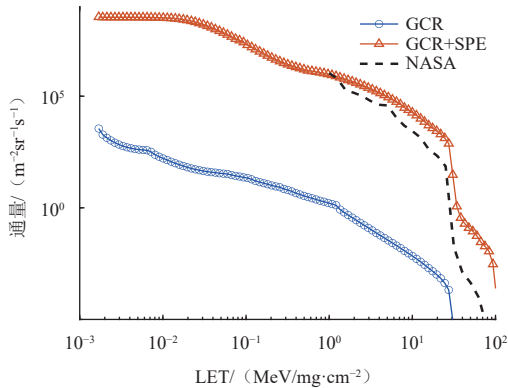


图7 任务期内的LET谱

Fig. 7 The linear energy transfer spectrum for the mission

探测器在地球和火星之间转移的过程中持续处于太阳风等离子体中, 太阳风等离子体粒子能量仅为eV量级, 无法穿透探测器外壳, 但是会沉积在探测器表面, 造成探测器表面带电。考虑天然等离子体中电子与质子的能谱特性, 并对充电的物理过程进行分析, 可以得到式(1)简单的定性结论^[9]

$$\frac{V}{T_e} = \ln f \quad (1)$$

其中: V 为探测器充电电位; T_e 为等离子体中的电子温

度。一般情况, $\ln f$ 值约 $-2 \sim -4$ 。因此式(1)表明, 探测器表面将被充电至电子温度量级的负电位。对于探测器, 所面临的太阳风粒子 T_e 约为10 eV, 因而探测器非光照区的表面充电电位在 -10 V量级。考虑探测器表面材料的二次电子发射后, 探测器表面的电位有所下降。分析与研究表明, 光照条件下, 探测器表面可以被充正电, 同样, 此时探测器表面充电的正电位最高只能到达光生电子的温度量级(10 eV量级)。

综上所述, 探测器在太阳风粒子作用下, 可产生一定的表面充电效应, 探测器表面电位在非光照部位为 -10 V量级, 在光照部位为 $+10$ V量级。探测器表面的不等量带电导致的表面不同部位之间的电位差在 -10 V量级, 最大电位差不超过100 V。

NASA的设计指南NASA TP2361《Design Guidelines for Assessing and Controlling Spacecraft Charging Effects》指出, 航天器表面电位差控制在500 V以内, 便可有效控制航天器表面的静电放电现象。因此, 对于探测器的表面电位差, 对于常规的航天器表面材料而言, 不会产生致命性的静电放电现象(ESD)。

以上给出了任务带电粒子环境及效应的条件, 和NASA给出的典型火星往返任务结果一致。经分析, 带电粒子辐射环境对火星取样返回任务的影响并不严重, 其中由于通讯时延, 单粒子效应发生后的自主恢复设计需重点关注。分析给出了任务的电离总剂量——深度曲线、位移损伤的等效1 MeV中子通量、太阳电池的等效1 MeV电子通量和LET谱, 可以作为工程实际可用的探测器辐射防护设计输入条件。

2 火星大气环境

在火星EDL(进入、下降和着陆)阶段、火星表面工作阶段和火星表面起飞阶段探测器会经历火星大气环境, 火星大气层非常稀薄, 主要成分为: 二氧化碳(95.3%), 氮气(2.7%), 氩(1.6%)以及极少量的氧(1.5%)和水(0.03%)。火星表面的平均气压大约为640 Pa, 小于地球气压的1%, 但是它随海拔高度的改变可在100~900 Pa之间变化。火星稀薄的大气层产生的温室效应较弱, 仅能使其表面的温度上升5 K, 这要小于金星500 K和地球33 K的温室效应。

火星取样返回任务实施的最佳时间段是在火星的春夏季节, 在火星的春天和夏天发生尘暴的概率较低, 本文考虑太阳黄经 L_s 范围在 $0^\circ \sim 60^\circ$ 之间的火星大气物理特性。在分析火星大气物理特性时, 使用火星MOLA(Mars Orbiter Laser Altimeter)高度, MOLA高度基准是基于NASA的戈达德火星重力模型Areoid

Model (Goddard Mars Gravity Model, GMM3) 的等势面建立的高度基准面, 其功能与地球的海平面类似; 而MOLA的地形高程 (Topography) 是MOLA高度计的测量值 (Planetary Radius) 减去上述基准面 (Areoid Radius) 的数值。

火星大气环境条件受多种因素影响, 如太阳黄经、地方时等, 任务设计需要适应所有可能工况下的大气环境, 因此需要对大气环境条件进行包络分析。首先我们梳理各种可能的工况, 使用不同的火星全球大气模型进行大气环境条件的计算, 给出大气环境参数的取值范围, 作为EDL和火面起飞弹道设计的依据。

使用不同火星全球大气模型^[10-12]计算多种工况下火

星大气的密度、温度, 将不同工况下的结果进行平均, 得到了火星大气密度和温度随火星MOLA高度变化的标称值, 之后计算不同工况下的大气密度和温度的极值, 结果如图8所示, 同时也比较了模型和国外火星探测任务大气参数的设计值, 包括“火星探路者” (Mars Pathfinder, MPF)、“火星探测漫游者” (Mars Exploration Rover)、“好奇号” (Curiosity) 和“凤凰号” (Phoenix) 的结果^[13-14,17-18], 如图所示, 模型给出的大气密度的偏差在80 km以下小于火星探路者号的设计值, 大气温度的偏差在10 km以下也比国外任务的设计值要小, 因此在设计时建议综合考虑模型结果和国外任务的设计值。

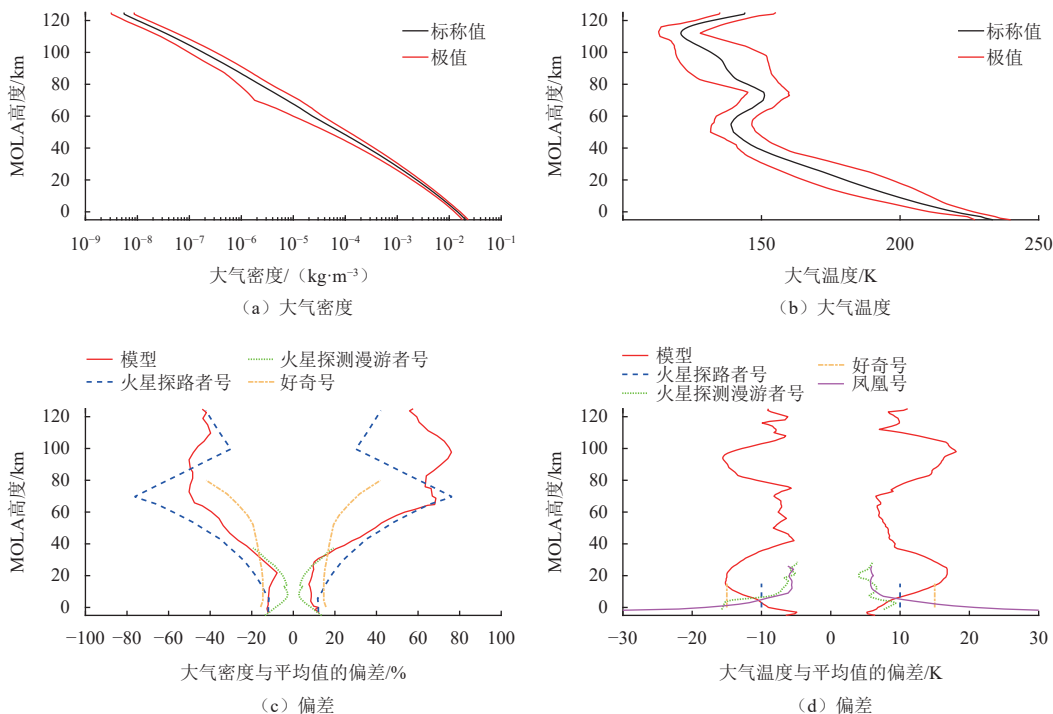


图8 火星大气密度、温度环境参数
Fig. 8 The Martian atmospheric density and temperature

火星大气的压强可以由理想气体状态方程得出

$$p = \rho RT/M \tag{2}$$

其中: p 为火星大气压强; ρ 为火星大气密度; R 为通用气体常数取 $8.314\ 472\ \text{J}/(\text{K}\cdot\text{mol})$; T 为火星大气温度; M 为火星大气摩尔质量, 取 $43.34 \times 10^{-3}\ \text{kg}/\text{mol}$ 。

火星表面的风变化剧烈, 风速一部分是由常规大气循环 (因而随季节和本地气候变化) 决定, 同时主要由地区和本地环境控制, 包括地形、反照率和热惯性的影响。同样, 使用不同火星全球大气模型计算多工况下的风场, 可以得到不同高度上风速的均值和极大值, 结果如图9所示。图9中也比较了“好奇号”“火星

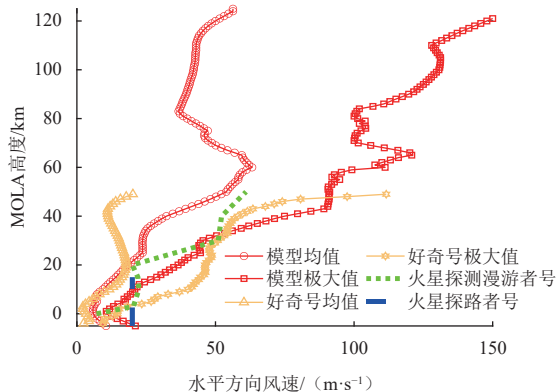


图9 火星任务中水平风速设计值与模型计算结果对比
Fig. 9 The horizontal wind speed for the mission

探路者号”和“火星探测漫游者号”(MER)的风速设计值,在5~35 km的高度范围内,“好奇号”最大风速的设计值最大,在35 km以上,火星大气模型计算得到的最大风速最大,综上,中国火星取样返回任务最大风速设计值建议取模型和国外任务设计值中较大的。

需要指出的是火星大气风速与火星当地地形、气压场等中小尺度(几百km量级)因素密切相关,目前使用的火星大气模型是火星全球尺度的大气模型,其对风场分析与大气密度等参数相比显然存在更大的不确定性。从美国1990年代以后开展的火星探测任务来看,对于着陆区风场的分析均依赖于大气物理学家建立的中尺度大气模型,需具备水平方向几十km量级,垂直方向km量级的火星大气动力学模拟的能力。例如,“好奇号”任务分别采用了MMM5和MRAMS两种中尺度大气模型进行了背靠背的分析,并取两个模型的最大包络最为风速范围取值。

本研究比较了国内外多次火星任务风速的变化范围,“祝融号”搭载的Mars Climate Station(MCS)可以实现着陆区风速的测量^[15],结果显示 $L_s = 86^\circ \sim 208^\circ$ 之间着陆区最大风速为16.7 m/s^[16];“探路者号”考虑10 km以下的低高度水平风速 3σ 值取为20 m/s^[15];“勇气号”(Spirit)着陆点上空大气风速垂直分布分析表明,在20 km高度以下,水平风向的风速不超过30 m/s^[18];“凤凰号”在0~40 km高度范围内,水平风速处于5~10 m/s量级,只有约10%情况例外,水平风速最高达到40 m/s,对于垂直风速,在7 km高度范围以下,垂直风速最大不超过 ± 20 m/s;7 km高度以上,垂直风速逐渐减弱至 ± 5 m/s;“好奇号”在20 km以下高度范围内,大气东西向风速变化范围在 ± 25 m/s,南北向风速变化范围在 ± 10 m/s范围内;对于ExoMars任务,下降、着陆和表面巡视阶段,水平风速最大为30 m/s,垂直风速最大为12 m/s,方向随机;根据火星大气模型,火星表面风速不超过20 m/s。综合模型计算结果和国外数据,针对中国火星取样返回任务水平风速取值不超过20 m/s,垂直风速数值为20 m/s(小于MOLA高度10 km高度范围内)。

除此之外,众多国外的火星任务均采用了大气辅助减速手段来进行变轨,包括MGS(Mars Global Surveyor)、ODY(Mars Odyssey)、MRO(Mars Reconnaissance Orbiter)、MAVE(Mars Atmosphere and Volatile Evolutio)和ExoMars(Exobiology on Mars)任务,大气辅助变轨的策略制定依赖于大气模型,MGS、ODY、MRO、MAVEN任务使用了Mars-GRAM模型^[19-20],ExoMars任务使用了MCD模型^[21]。本

文分析了火星高空大气密度参数,做为大气辅助减速设计的环境条件,结果如图10所示,可以看到,火星高空大气密度的不确定度相比低空要大很多,最大值可以达到平均值的6倍,因此需要通过探测器在轨实测的大气密度(如使用加速度计反演得到大气密度)来减小大气密度参数的不确定度,而且模型预言的大气密度等参数与在轨实际值存在一定的偏差,因此也需要使用实测大气密度在轨修正大气模型,保证制定正确的策略。除此之外,大气辅助变轨期间轨道的近火点通常在100~150 km之间,在此高度范围内火星大气中存在原子氧,原子氧对探测器外表面功能材料具有剥蚀作用,因此实施大气辅助减速的火星任务需要考虑原子氧的防护,根据火星大气模型,典型的大气辅助变轨轨道上原子氧的总通量约为 $5 \times 10^{25} \text{ m}^{-2}$,探测器迎风面的材料需要具备耐受相应通量原子氧的能力。

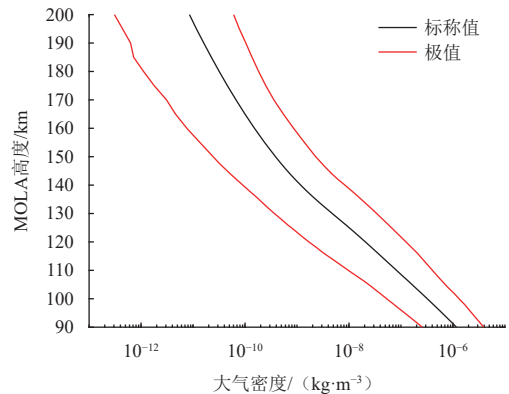


图10 火星高空大气密度环境条件
Fig. 10 The Martian atmospheric density at high altitude

光学深度(又称为光学厚度,简称光深)是用来描述大气尘埃空间分布的关键物理参数,它反映的是对特定波长的太阳光在穿过大气层时由于尘埃的吸收和散射等作用造成的辐射衰减。光学深度首先会影响火星的大气物理参数,其次也会影响探测器太阳能电池在火星表面的发电功率。

光学深度用于表示强度为 I_0 的光线在以天顶角 θ 穿过水平的大气层时的衰减,其与太阳光的波长有关(τ_λ 为波长是 λ 时相应的光学深度)

$$I = I_0 \exp(-\tau_\lambda / \cos\theta) \quad (3)$$

Mars-GRAM2010模型中采用基于“海盜号”观测结果得到的随季节变化的光学深度

$$\tau = 0.65 - 0.35 \sin(\pi L_s / 180) \quad (4)$$

其中, L_s 为太阳经度。MCD模型中包含4种光深模式,平均模式是采用了8个火星年观测到的平均光深,冷模

式是采用了8个火星年观测到的最小光深再减50%，热模式是采用了8个火星年观测到的最大光深再加50%，尘暴模式假设 $\tau = 5$ 。

从目前多个火星年的实测数据来看，着陆纬度范围 $17^\circ \text{N} \sim 30^\circ \text{N}$ 之间，火星光学深度变化趋势和范围随火星年变化具有一定的重复性，不同火星年光深随季节的变化如图11所示。在太阳经度 $L_s = 0^\circ \sim 60^\circ$ 之间（火星春夏季节），光深仅会在发生尘暴时达到0.7，大部分时间光深均在 $0.1 \sim 0.5$ 的范围内，“祝融号”实测的光学深度在 $0.3 \sim 0.5$ 之间。对比国外任务的设计值，火星探路者号预计在火星夏季进行，光深的设计值在 $0.1 \sim 0.5$ 之间^[13]，ExoMars任务预计在火星冬季进行，在非尘暴时采用的设计值为 $0.1 \sim 2$ ，综上，本文分析的结果与“祝融号”和“火星探路者号”的结果一致。

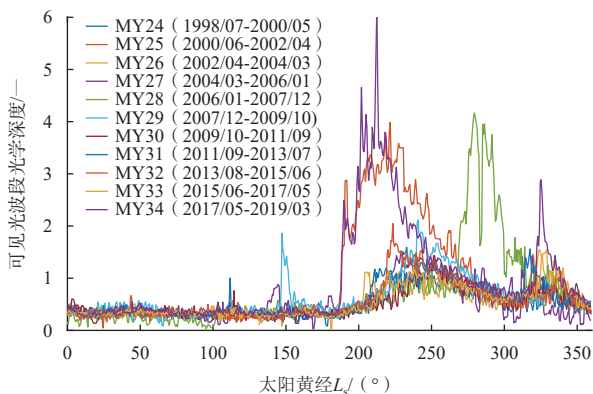


图 11 光学深度历史观测数据

Fig. 11 The historical observation data of optical depth

火星上稀薄干燥的大气和风，可以把尘埃从火星表面扬起，从而造成尘暴。尘暴会对探测器的能源供给和活动部件产生严重影响：尘暴会遮蔽天空，其中的火星尘会附着在探测器太阳翼表面，造成太阳电池发电效率降低，“机遇号”火星车遭遇一次全球性尘暴后发电量急剧下降，导致任务中止，“祝融号”火星车也因火星尘覆盖太阳翼导致目前还未唤醒；此外，火星尘还会进入活动部件的缝隙之中，造成活动部件的磨损，或者导致活动部件运动异常，影响任务的实施和探测器的安全。火星大气中的浮尘变化非常快，是火星大气热力学的重要部分。火星灰尘在确定火星气候状况中起到关键作用，并且很可能在火星表面演化和火星气候条件变化中起着主要作用。大气浮尘传输的距离由当地气候条件决定。灰尘首先被扬起到大气中，当特定条件满足时，可转变为区域或全球尘暴。

全球性的尘暴通常发生在火星北半球秋冬两季，但并非每个火星年都发生，其中5次（1956、1971、

1982、1994与2007年）集中于太阳经度 $L_s = 208^\circ \sim 262^\circ$ 范围。全球性尘暴形成时，多个尘埃上升区几乎同时开始活跃，尘埃在几周之内扩散至全球，之后尘暴的衰减消失则需要几个月时间，在 $L_s = 0^\circ \sim 60^\circ$ 之间历史上未观测到全球性尘暴。对于区域性尘暴，第24~30个火星年间（1999—2011年），火星上发生了65次大型尘暴，发生尘暴的太阳黄经和持续时间如图12所示，其中黑色表示起源于北半球，绿色表示起源于南半球，橙色表示无尘暴时间，斜线表示持续时间，所有大型尘暴都发生于 $L_s = 135^\circ \sim 350^\circ$ 范围内^[22]。其中起源于北半球的大型尘暴大部分发生于 $L_s = 180^\circ \sim 240^\circ$ 与 $305 \sim 350^\circ$ 范围，持续5个火星日到几周时间；起源于南半球的大型尘暴大部分发生于 $L_s = 135^\circ \sim 245^\circ$ 范围，持续时间由5个火星日到120个火星日不等。在 $L_s = 0^\circ \sim 60^\circ$ 之间，大型尘暴在6个火星年中仅有两次记录，且仅持续了5个火星日。综上可知，选在 $L_s = 0^\circ \sim 60^\circ$ 之间进行火面取样任务是一个好的时间窗口。

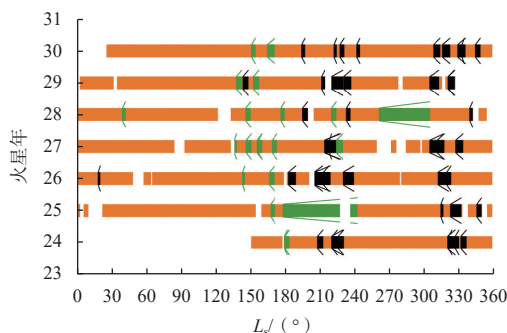


图 12 MGS MOC与MRO MARCI观测的大型尘暴季节分布^[22]

Fig. 12 The dust storm seasonal distribution from MGS MOC and MRO MARCI^[22]

3 火星着陆区地面环境

与火星取样返回任务相关的火星地面环境主要包括着陆区的高程、着陆区的坡度、火面岩石和土壤特性，对于火星着陆区地面环境的分析主要依据实测数据，根据国内外火星任务的实测数据对着陆区的地面环境进行建模和统计分析，为着陆区的选择提供数据参考。本文针对“天问一号”着陆候选区进行分析。

对于着陆候选区进行高程和坡度分析时，综合采用国外MOLA、HRSC、CTX、HiRISE等4种数据类型，并且结合“天问一号”HiRIC^[23]的DEM数据^[24-25]，针对着陆候选区进行数字地形建模，并在此基础上对着陆候选区的高程、坡度进行分析，统计着陆候选区内的高程和坡度的分布情况，为着陆区的选择提供支撑。基于上述数据对祝融号着陆点附近进行分析，整

体地形坡度在 3° 左右,起伏程度不超过30 cm,整体较为平坦。

火星表面岩石的分布规律主要通过火星遥感、着陆和巡视任务的数据获得,主要是“海盗1号”(Viking 1)、“海盗2号”(Viking 2)、“旅居者”、“勇气号”/“机遇号”(Opportunity)、凤凰号(Phoenix)和“好奇号”等任务。着陆候选区火星表面岩石的形状和分布可以通过分析已有的火星着陆器或巡视器巡视区域内岩石分布获得^[23]，“祝融号”着陆区岩石的^[26]，“火星探路者”附近的岩石覆盖率约19%^[26]，“海盗1号”“海盗2号”和“凤凰号”获得的岩石覆盖率约15%~20%^[27-28]，“祝融号”着陆区岩石分布低于其它探测器。对于火星表面撞击坑的分布,统计得到直径大于40 m的撞击坑在每平方公里的数量为6~10个之间,深径比最大为0.2,通常在0.1附近。

4 火星表面低气压放电和尘埃带电环境

在火星表面需要考虑低气压放电效应和火星尘带造成的带电环境,针对低气压放电,对比了发射主动段的低气压放电情况,对于尘埃带电,定性分析了尘埃带电的影响,并且根据国外火星探测任务静电防护措施给出相应的防护设计建议。

火星表面的平均气压约为640 Pa,小于地球气压的1%,因此在火星表面需考虑电子设备的低气压放电效应。相比于航天器在发射主动段的低气压环境,火星表面低气压环境大气的成分不同,而且低气压放电环境持续的时间不同。火星表面大气成分以二氧化碳为主,相比于地球大气,二氧化碳的最小击穿电压更高,在理想的平板电极的情况下,空气的最小击穿电压为327 V,二氧化碳的最小击穿电压为420 V。航天器在发射主动段仅需考虑该阶段开机的设备低气压放电的情况,而且后续均处于高真空环境,但是在火星表面需要开机工作的设备都需要考虑低气压放电的情况,而且持续的时间更长,对于在火星表面工作的设备,需通过试验评估低气压放电的风险。

火星表面的尘埃带电环境由3个因素组成:第一,由于火星大气主要由干燥的二氧化碳组成,缺乏水蒸气,所以在火星环境中带电物体的电荷不容易消散;第二,火星表面气压约为地球表面大气压的1%,存在低气压放电环境;第三,火星表面覆盖着一层尘土,这层尘埃受到太阳紫外辐射,以及在火星风场中也容易带电。在火星全球性尘暴中,沙尘颗粒会进入火星大气中。沙尘颗粒在扬起、悬浮过程中,与大气中其它颗粒以及火星地面发生多次碰撞、摩擦并带有电

荷。带有静电的尘埃很容易吸附在探测器表面或太阳能电池板表面,降低探测器太阳能电池的效率,影响探测器的行动能力。同时,静电放电可能干扰到探测器电子设备的正常工作,甚至损坏电子器件。

“海盗号”以及“火星探路者号”的静电放电防护措施有:第一,通过良好的工程设计减小了不同器件之间的电位差,该措施类似GEO轨道中,控制卫星表面材料的电阻率,从而减小卫星表面的电位差,降低放电的可能;第二,使用抗静电能力强的器件避免静电放电的影响;第三,通过法拉第笼等方式对关键器件进行屏蔽设计;第四,对容易积累电荷的地方的电位进行控制。例如,“火星探路者号”巡视器通过放电针来泄放车轮上积累的电荷,避免放电发生。

5 结论

本文对火星取样返回任务全过程探测器经历的空间环境及其效应进行了梳理和分析,包括地球轨道空间及地火行星际中的带电粒子环境、火星大气环境、火星着陆区地面环境和火星表面低气压放电和尘埃带电环境,形成了相应的工程可用的环境条件,并且和国外火星任务环境条件相一致。对于带电粒子辐射环境,火星取样返回任务电离总剂量、位移损伤和表面充放电效应并不严重;对于单粒子效应,由于通讯时延的存在要求探测器具备自主恢复的功能;对于火星大气环境,火星大气模型给出的火星大气环境条件可以为探测器研制提供参考;针对尘暴,若任务选取在火星春夏季节进行遭遇全球性尘暴和大型尘暴的概率很低;对于火星着陆区地面环境,需要针对着陆候选区的高程和坡度进行统计分析,并且对于火星表面低气压放电和尘埃带电环境的影响需开展分析或试验验证。

参考文献

- [1] 文森特 L 皮塞卡. 空间环境及其对航天器的影响 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2010.
- [2] 王立, 郭树玲, 徐娜军, 等. 卫星抗辐射加固技术概论 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2021.
- [3] SAWYER D M, VETTE J I. AP-8 trapped proton model environment for solar maximum and minimum : NSSDC/WDC-A-R&S 76-06[R]. Greenbelt, MD: Natl. Space Sci. Data Cent., 1976.
- [4] VETTE J I. The AE-8 trapped electron model environment: NSSDC/WDC-A-R&S 91-24[R]. Greenbelt, MD: NASA Goddard Space Flight Center, 1991.
- [5] ALEXANDER M. Mars transportation environment definition document: NASA/TM-2001-210935[R]. USA: NASA, 2001.
- [6] LARIO D, et al. Radial and longitudinal dependence of solar 4-13 MeV

- and 27-37 MeV proton peak intensities and fluences: HELIOS and IMP8 observations[J]. *Astrophys Journal*, 2006, 653: 1531-1544.
- [7] TYLKA A, ALLAN J, ADAMS J. CREME96: a Revision of the cosmic ray effects on micro-electronics code[J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 1997, NS-44: 2 150-2 160.
- [8] DELORES K. 空间天气及其物理原理[M]. 北京: 科学出版社, 2020.
- [9] GARRETT H B, WHITTLESEY A C. Guide to mitigating spacecraft charging effects[M]. USA: John Wiley & Sons, 2012.
- [10] JUSTH H L, JUSTUS C G, RAMEY H S. Mars-GRAM 2010: improving the precision of Mars-GRAM: Mars-GRAM 2010[R]. USA: Marshall Space Flight Center, 2011.
- [11] FORGET F, HOURDIN F, FOURNIER R, et al. Improved general circulation models of the Martian atmosphere from the surface to above 80 km[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1999(7): 121-128.
- [12] MILLOUR E, FORGET F, SPIGA A, et al. The Mars climate database (version 5.3)[C]//Proceedings of Scientific Workshop : From Mars Express to ExoMars. USA: NASA, 2018.
- [13] VAUGHAN R. Mars Pathfinder project: planetary constants and models: JPL-D-12947[R]. USA: NASA, 1995.
- [14] TAMPPARI L K. Expected atmospheric environment for the Phoenix landing season and location[J]. *Journal of Geophysical Research Planets*, 2008, 113: E00A20.
- [15] WAN W X, WANG C, LI C L, et al. The payloads of planetary physics research onboard China's First Mars Mission (Tianwen-1)[J]. *Earth and Planetary Physics*, 2020, 4(4): 331-332.
- [16] JIANG C, JIANG Y, LI H. et al. Initial results of the meteorological data from the first 325 sols of the Tianwen-1 mission[J]. *Scientific Reports*, 2023, 13: 3325.
- [17] GOLOMBEK M P, COOK R A, MOORE H J, et al. Selection of the Mars Pathfinder landing site[J]. *Journal of Geophysical Research*, 1997, 102(E2): 3967-3988.
- [18] GOLOMBEK M P, GRANT J A, PARKER T J, et al. Selection of the Mars Exploration Rover landing sites[J]. *Journal of Geophysical Research*, 2003, 108(E12): ROV13-1-48.
- [19] TOLSON R H, KEATING G M, ZUREK R W, et al. Application of accelerometer data to atmospheric modeling during mars aerobraking operations[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2007, 44(6): 231-239.
- [20] DEMCAK S, YOUNG B T, GRAAT E J, et al. Navigation design and operations of MAVEN aerobraking[C]//Proceedings of AIAA Scitech 2020 Forum. [S. l.]: AIAA, 2020.
- [21] DENIS M, SCHMITZ P, SANGIORGI S. Thousand times through the atmosphere of Mars: aerobraking the ExoMars trace gas orbiter[C]//Proceedings of SpaceOps Conference. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [22] WANG H Q, RICHARDSON M I. The origin, evolution, and trajectory of large dust storms on Mars during Mars years 24-30 (1999-2011)[J]. *Icarus*, 2015, 251: 112-127.
- [23] MENG Q, WANG D, WANG X. et al. High Resolution Imaging Camera (HiRIC) on China's first Mars exploration Tianwen-1 mission[J]. *Space Science Reviews*, 2021, 217(42): 42-29.
- [24] 中国国家航天局. 中国月球与深空探测工程地面应用系统. 高分辨率相机着陆区地形数据集[EB/OL].[2024-12-05]. <http://moon.baoo.ac.cn>.
- [25] YAN W, REN X, LIU J J. et al. Topographic reconstruction of the "Tianwen-1" landing area on the Mars using high resolution imaging camera images[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2022, 60: 1-14.
- [26] LI Z J, WU B, LIU W C. et al. Photogrammetric processing of Tianwen-1 HiRIC imagery for precision topographic mapping on Mars[J]. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2022, 60: 16-25.
- [27] GOLOMBEK M P, HALDEMANN A F C, FORSBERG-TAYLOR N K, et al. Rock size-frequency distribution on Mars and implications for Mars Exploration Rover landing safety and operations[J]. *JGR*, 2003, 108(E12): 8086.
- [28] WU B, DONG J, WANG Y, et al. Landing site selection and characterization of Tianwen-1 (Zhurong rover) on Mars[J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2022, 127, e2021: JE007137.

作者简介:

孟佳程(1996-),男,工程师,主要研究方向:空间环境。

通信地址:北京市海淀区友谊路104号(100094)

电话:18811072378

E-mail: meng.jiacheng@foxmail.com

Space Environment and Its Effects During Martian Sample-Return Mission

MENG Jiacheng, QU Shaojie, HU Yanqi, SUN Zezhou

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: In this paper, the possible elements of space environment during Martian sample-return missions were identified and their effects on the spacecraft were analyzed. The space environment during Martian sample-return missions involves earth space and interplanetary charged particle environment, Martian atmosphere, Martian landing site surface environment and Martian surface low-pressure discharge and dust charging environment. For earth space and interplanetary charged particle environment, trapped particles in earth radiation belt, solar particle event, galactic cosmic ray and solar wind, and the effect produced by them on total ionizing dose, displacement damage dose, single event effect and surface charging effect were quantitatively analyzed. Martian atmospheric parameters were calculated using the Martian global atmosphere model, and the seasonal variations of optical depth and dust storm were analyzed based on observational data. The ground environment of potential Martian landing sites was analyzed, taking the Tianwen-1 candidate landing site as an example, with focus on the MOLA height, slope gradients, and rock distribution characteristics. In addition, special emphasis was placed on analyzing the effects of low-pressure discharge and dust-charging on the Martian surface. The results form the quantitative conditions for engineering, and can be used to support the mission design for Martian sample-return missions.

Keywords: martian sample-return; charged particle; martian atmosphere; martian surface

Highlights:

- Charged particle environment and its effects are analyzed for Martian sample-return missions, including total ionizing dose, displacement damage dose, single event effect and surface charging effect.
- Martian atmospheric parameters are studied using the Martian global atmosphere model for Martian sample-return missions.
- Seasonal variations of optical depth and dust storm are analyzed based on the observational data.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]