0254-6124/2019/39(3)-283–12 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

LI Hao, KONG Xiangsen, ZHAO Chuan. Model and impact risk assessment of meteoroid for Mars (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2019, **39**(3): 283-294. DOI:10.11728/cjss2019.03.283

火星探测微流星体环境模型及风险预测

李 昊 孔祥森 赵 川

(上海卫星工程研究所 上海 201108)

摘 要 微流星体是自然存在的微型天体. 在太阳系空间范围内, 微流星体的主要起源为彗星及小行星. 在地球至火星的空间范围内, 微流星体的飞行速度范围为 24.13~42.2 $\mathrm{km\cdot s^{-1}}$. 高速飞行的微流星体一旦撞击火星探测器, 将有可能对探测器造成毁灭性的损害. 本文基于太阳神探测器的观测结果及彗星轨道观测统计结果, 针对火星探测, 分别建立了地火转移段及环火飞行段的微流星体环境模型, 并基于有限元离散方法建立了火星探测任务的微流星体碰撞风险预测方法. 设计了一个虚拟火星探测器, 分别对其在地火转移段及环火飞行段的微流星体撞击通量进行了分析. 结果显示, 在探测器有效任务期内, 探测器正面受微流星撞击次数约为背面的 10 倍. 根据本文模型计算结果, 将探测器顶板铝合金蒙皮的厚度增加至 0.7 mm 后, 在整个任务周期内可将探测器正面受微流星体撞击出现击穿损伤的风险降低为每平米 7 次.

关键词 微流星, 火星探测, 环境模型, 风险预测

中图分类号 P 185.82

Model and Impact Risk Assessment of Meteoroid for Mars

LI Hao KONG Xiangsen ZHAO Chuan

(*Shanghai Institute of Technology, Shanghai* 201108)

Abstract A Meteoroid is a small rocky or metallic body in the space. In the solar system, most meteoroids are fragments from comets or asteroids. In the space between Earth and Mars, the speed of meteoroid ranges from 24.13 $\mathrm{km\cdot s^{-1}}$ to 42.2 $\mathrm{km\cdot s^{-1}}$. The high speed meteoroid may cause catastrophic damage to Mars probes. In this paper, the meteoroid environment models for the flight from Earth to Mars and the flight in the near-Mars orbits are established respectively. The meteoroid environment models are established based on the zodiacal light observations by the space probes Helios I and II, and the observed orbital parameters of comets. The assessment method of meteoroid impact risk for the Mars orbiter mission is also established using the finite element method. A Mars probe with relative anomalous shape is proposed, and the meteoroid impact risk of this assumed Mars probe is predicted for demonstration purpose.

Key words Meteoroid, Mars exploration, Environment model, Risk assessment

2018-04-20 收到原稿, 2018-10-17 收到修定稿

E-mail: hithaoli@126.com

0 引言

微流星体 (Meteoroid) 是自然存在的微型天体. NASA 通过观测彗星在靠近太阳时的升华量来确定彗星抛向太空中微流星体的总量 [1]. 分析结果显示, 在火星轨道以内的太阳系空间中, 超过 96% 的微流星体起源于轨道集中在黄道面附近且轨道周期小于 200 年的短周期彗星.

根据天体力学可知, 微流星体与地球的相对速度上限约为 72 $\mathrm{km\cdot s^{-1}}$, 相对速度下限由地球引力势决定, 不小于 11 $\mathrm{km\cdot s^{-1}}$, 平均速度约为 20 $\mathrm{km\cdot s^{-1}}$. 由于微流星体速度极快, 对航天器而言其方向又具有不确定性, 因此微流星体对航天器的威胁不可小视. 1993 年完成哈勃望远镜的维护工作后, 英国宇航局在对 HST 太阳电池阵检查后发现, 在其运行的四年中共受到过 5000~6000 次微流星体及微小碎片撞击 [2,3].

微流星体与航天器发生碰撞时对航天器造成损伤的程度取决于航天器大小、构型、工作时间以及微流星体的质量、密度、速度等特性. 对于深空探测航天器, 1 μg 以下的微流星体颗粒对航天器可造成的危害有: 对光学镜头的表面剥蚀或沙蚀, 降低光学载荷的透光率; 破坏航天器表面热控涂层, 进而引发航天器内部设备的失效. 1 μg 以上级别的微流星体将可能破坏太阳能电池阵的电路, 导致太阳能电池短路; 击穿单机外壳, 导致单机故障. 1 g 以上级别的微流星体将有可能击穿航天器结构, 导致机构失效、贮箱泄漏等重大故障, 从而引发单机功能或者探测器功能的永久丧失. 因此, 对于深空探测, 航天器的微流星防护是保证其服役寿命及功能的前提之一 [4,5]. 在深空探测航天器的设计过程中, 在运载发射能力及包络的限制下, 对探测器进行全方位微流星体防护设计是不现实且不经济的. 因此, 深空探测航天器的微流星体环境准确预测对于实现探测器经济合理的微流星体防护设计尤为重要.

在进行深空探测微流星体风险评估过程中, 研究要点包括微流星体环境模型及数值离散方法. 目前, 基于有限元技术的航天器及微流星体环境模型的数值离散技术已趋于成熟, 通过编程可实现微流星体风险评估计算. 当前已有多种微流星体空间碎片风险评估软件, 例如 ESA 的 MASTER-2009, NASA 的 BUMPER, ORDEM2000, ORDEM3.0 以及德国的 NDPANTO[3,6]. 微流星体风险评估目前主要的困难在于建立精确的环境模型. ESA 曾开发出 Divine-Staubach 及 Interplanetary Meteoroid Engineering Model (IMEM) 两种微流星体环境模型. 由于预测结果与实际观测结果差异较大, 这两种模型均已不再使用 [2]. NASA 早期研发的微流星体环境模型 SP-8013 及 SSP-30425 目前主要用于与最新开发的 MEM (Meteoroid Engineering Model) 微流星体环境模型预测结果进行参考对比, 在实际微流星体风险评估中使用较少 [7,8].

NASA 的 SSP-30425 及 SP-8013 模型的优点是简单易用, 并且二者对于近地轨道微流星通量的预测与实际测量结果吻合较好. 针对深空探测, ESA 的火星生物学环境规范采用 SSP-30425 模型对探测器的微流星撞击风险进行分析 [9]. 然而 SSP-30425 模型中关键参数是对基于近地轨道的微流星观测结果进行拟合得到的. 因此, SSP-30425 模型并不适用于深空探测任务. NASA 最新微流星体环境模型 MEM 在输入轨道数据后, 能够计算航天器在不同位置时的微流星体通量、速度及方向信息. MEM 的先进性在于其建模过程是基于实际的物理规律, 而不是仅基于观测结果的概率统计分析. MEM 模型已被 NASA 工程与安全中心 (NASA ENGINEER & SAFE CENTRE, NESC) 证明为最精确的微流星体模型 [1,7]. 但是 NASA 对 MEM 模型中的重要公式进行了模糊化处理, 其他研究者无法直接利用 MEM 模型公式进行软件开发.

针对中国首次自主火星探测任务, 本文基于 MEM 建模思路, 考虑微流星体的来源和轨道特性, 建立地火转移阶段及环火飞行阶段的微流星体环境模型, 并基于有限元法, 预测探测器不同结构面在地火转移及环火飞行阶段的微流星体撞击次数.

2 中国首次自主火星探测任务

中国预计在 2020 年 7 月发射首个自主火星探测器. 火星探测器设计采用环绕器和着陆巡视器的组合模式. 环绕器主要任务是实现整个探测器的火星轨道制动捕获和调整, 并在环火科学任务轨道上对火星进行全球成像, 择机释放着陆巡视器, 进行火星着陆及巡视探测任务. 火星环绕器将使用 CZ-5 运载火箭直接发射至地火转移轨道. 环绕器与运载火

箭分离后, 在地火转移轨道上经历约 7 个月的飞行, 于 2021 年 2 月到达火星. 环绕器在近火点实施制动, 实现火星捕获.

环绕器进入捕获轨道后, 经过三次轨道调整进入停泊轨道. 在此轨道上, 环绕器择机分离着陆巡视器. 分离后, 环绕器通过轨道机动进入中继轨道, 为着陆巡视器开展数据中继服务, 直至巡视着陆器设计寿命结束. 完成中继通信服务后, 环绕器通过轨道机动进入遥感使命轨道, 开展科学探测. 地面应用系统接收探测数据, 开展数据分析和科学研究. 火星探测器的飞行过程主要包括发射段、地火转移段、制动捕获段、轨道调整段和科学任务段, 如图 1 所示.

2　微流星体环境模型

微流星环境模型包括微流星质量–密度关系、微流星通量–质量 (直径) 关系及微流星速度密度分布 [6]. 通过光谱分析、雷达散射分析等多种方法可以研究微流星体化学成分. 已发现的微流星体多种常见成分列于表 1[10].

由于组成物质的变化, 微流星体平均密度也在较大范围内变化. NASA 基于航天器表面的撞击数据建立 SSP30425 模型, 模型中微流星体质量密度关系为 [11]

$$\rho(m)=\begin{cases}2, & m<10^{-6};\\ 1, & 10^{-6}\leqslant m\leqslant 10^{-2};\\ 0.5, & m>10^{-2}.\end{cases}\tag{1}$$

式中: m 为质量, 单位 g; ρ 为密度, 单位 g·cm^{-3}. 这

表 1　微流星体化学成分及来源

Table 1　Chemical components and sources of meteoroids

微流星体成分	来源
镁、铁	铁镁硅酸盐、橄榄石、辉石、玻璃
镁、钙、铁	斜辉石
镁、铁、硫、镍	页硅酸盐
铁、硫	硫化物
铁、铬、镁、铝、氧	尖晶石
铁、镍、磷	磷化物
含氧的镁和硫	泻利盐
碳、硅	金刚砂
钠、铝、硅、少量的钙	长石或玻璃

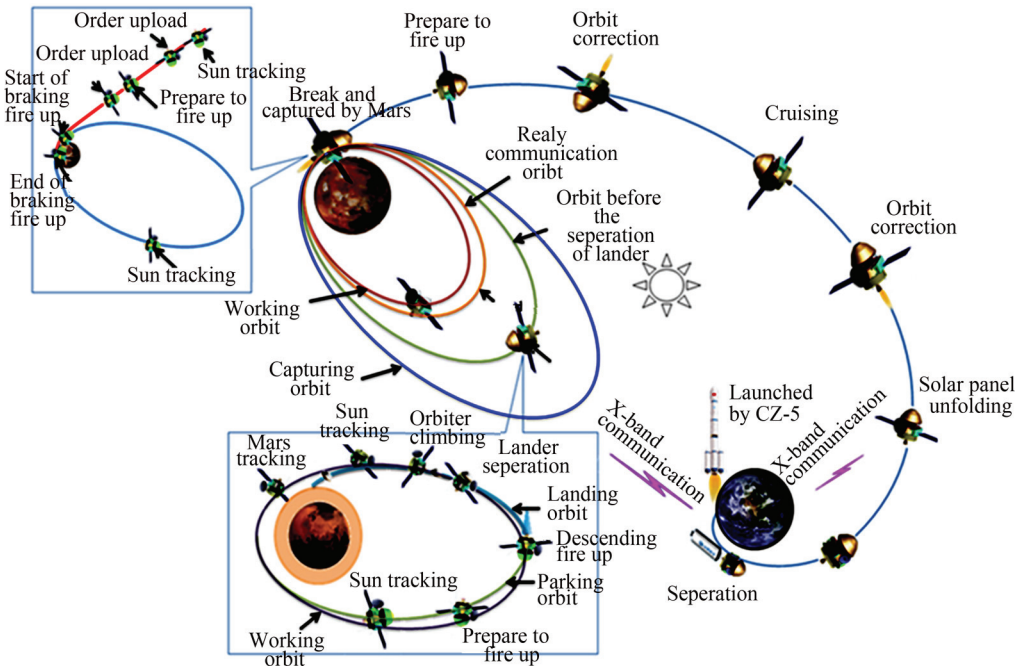


图 1　中国首次自主火星探测火星环绕器飞行过程

Fig. 1　First Mars exploration mission of China

里的质量密度关系呈阶梯状分布, 无法完全准确预测微流星体的实际质量密度关系. 微流星体的通量定义为一定时间内通过一定面积的微流星体粒子的期望数目. 在 SSP30425 模型中, 微流星体通量定义为在 1 AU (1 个天文单位, 为 1 个火星平均轨道半径) 处, 每平米每年以任意角度通过的质量大于 m 的粒子数, 其数学表达式为 [11]

$$F_{1\,\mathrm{AU}}(m) = 3.155\,76 \times 10^7 [F_1(m) + F_2(m) + F_3(m)]. \tag{2}$$

$$F_1(m) = (2.2 \times 10^3\, m^{0.306} + 15.0)^{-4.38},$$

$$F_2(m) = 1.3 \times 10^{-9}(m + 10^{11}m^2 + 10^{27}m^4)^{-0.36},$$

$$F_3(m) = 1.3 \times 10^{-16}(m + 10^{16}m^2)^{-0.85}. \tag{3}$$

NASA 通过 1974 年发射的太阳神 1 号和 1976 年发射的太阳神 2 号探测器对黄道光的观测结果显示, 太阳系内星际尘埃 (Interplanetary Dust) 的分布密度与其到太阳的距离相关 [1], 即

$$s \propto r^{-1.3}. \tag{4}$$

式中, r 为尘埃到太阳的距离. 由于微流星体的主要来源为短周期彗星, 其轨道平面集中在黄道面处. 因此这里假设太阳系中微流星体的分布密度同样符合式 (4). 根据在轨探测器的撞击数据分析可以得到 SSP30425 模型中的通量公式, 此通量代表一个天文单位处的微流星通量. 根据式 (4), 在距离太阳 r 处的微流星通量为

$$F_r^{\mathrm{ip}} = \frac{r^{-1.3}}{1^{1.3}} F_{1\,\mathrm{AU}}. \tag{5}$$

已知地球逃逸速度为 $11.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$, 地球公转速度为 $29.8\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$. 在 1 AU 处天体逃离太阳系的速度为 $42.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$. 根据天体力学, 在 1 AU 处微流星体相对于地球的速度范围约为 11.2~$72.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$, 相对于太阳的速度范围为 29.8~$42.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$. 在地球至火星之间的空间范围内, 以太阳为坐标原点, 微流星体相对太阳的最大速度分布范围为 1.52 AU 至 1 AU 对应的太阳逃逸速度, 即 $34.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$ (火星公转轨道处) 至 $42.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$ (地球公转轨道处). 在火星至地球的空间范围内, 微流星体相对太阳的最小速度应不小于 1.52 AU 至 1 AU 的行星公转速度 24.1~$29.8\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$, 否则将被火星或地球的引力捕获.

观测结果显示, 短周期彗星通常为椭圆轨道, 其轨道远地点平均距离为 5.47 AU, 近日点距离为 0~2.3 AU. Mcnamara 等 [7] 根据黄道光的观测及式 (4), 拟合出短周期彗星的近地点分布方程为

$$n(q) \propto \left[1 - \left(\frac{q}{2.3}\right)^{10}\right]^{1.69} \left(\frac{q}{2.3}\right)^{9}. \tag{6}$$

其中, q 表示彗星轨道的近地点. 在 0.1~1.52 AU 范围内, 短周期彗星近地点分布规律如图 2 所示.

椭圆轨道微流星体速度计算公式为

$$v_{\mathrm{meteor}} = \sqrt{\mu\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right)}. \tag{7}$$

其中, $\mu = 1.327\,712\,438 \times 10^{11}$, r 为微流星体到日心的距离, a 为微流星体轨道远日点距离与近日点距离的平均值. 若微流星体远日点距离平均值为 5.47 AU, 当近日点距离变化时, 根据式 (7), 在 1 AU 处 (地球) 及 1.52 AU 处 (火星) 微流星体速度随近地点的位置变化如图 3 所示. 从图 3 可以看出, 微流星体轨道近日点对其在 1~1.52 AU 速度的影响非常有限.

根据式 (6), 在距离太阳 0~r 范围内, 微流星体的平均近日点距离为

$$q_{\mathrm{avg}}(r) = \frac{\int_0^r n(q) q \mathrm{d}q}{\int_0^r n(q) \mathrm{d}q}. \tag{8}$$

将式 (8) 代入式 (7), 计算得到 1~1.52 AU 微流星体

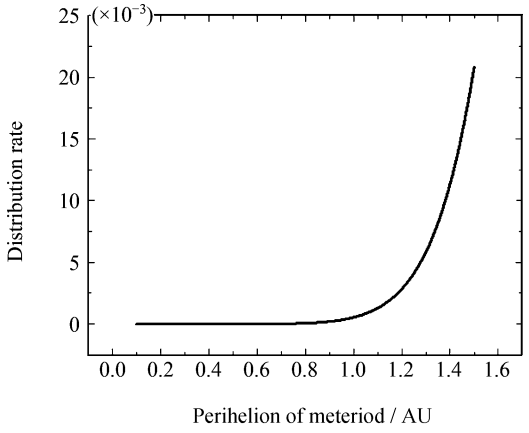


图 2 0.1~1.52 AU 短周期彗星近地点的分布规律

Fig. 2 Distribution of perihelion of meteoroid from 0.1 AU to 1.52 AU

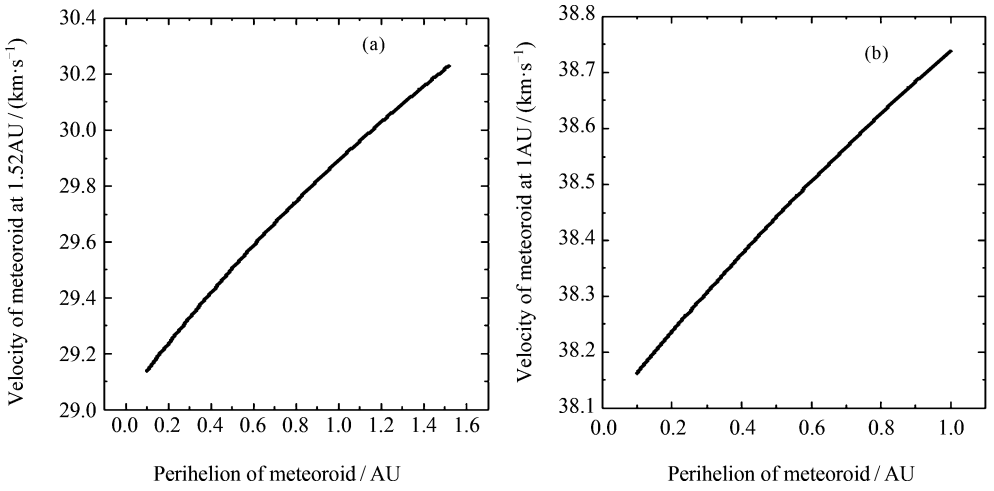


图 3　1 AU 及 1.52 AU 处不同轨道微流星体的公转速度

Fig. 3　Revolution speeds of meteoroids at 1 AU and 1.53 AU, corresponding to the orbits with different perhelions

的平均速度曲线, 如图 4 所示.

根据图 4 拟合得到 1∼1.52 AU 微流星体的平均速度为

$$v(r) = 69.69 - 40.66r + 9.64r^2, \quad (1 \leqslant r \leqslant 1.52). \tag{9}$$

NASA 通过光学及雷达观测方法探测微流星体与地球的相对速度. 在 SSP-30425 模型中, 通过对实际观测结果进行拟合得到其速度分布密度函数. 微流星体相对于地球的速度密度分布函数为

$$n(v) = \begin{cases} 0.112, & 11.1 \leqslant v < 16.3; \\ 3.328 \times 10^5 v^{-5.34}, & 16.3 \leqslant v < 55; \\ 1.69 \times 10^{-4}, & 55 \leqslant v \leqslant 72.2. \end{cases} \tag{10}$$

其中, 速率单位为 $\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$. 目前尚未有微流星体相对于火星的速度观测数据. 已知火星的逃逸速度为 $5.03\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$, 公转速度为 $24.1\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$, 平均公转轨道半径约为 1.52 AU. 在 1.52 AU 处天体逃离太阳系的速度约为 $34.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$. 根据天体力学, 在近火空间, 例如环火轨道处, 微流星体相对于火星的速度为

$$v_{\mathrm{r}} = \sqrt{(\boldsymbol{v}_{\mathrm{meteor}} - \boldsymbol{v}_{\mathrm{mars}})^2 + 5.03^2}. \tag{11}$$

其中, $\boldsymbol{v}_{\mathrm{meteor}}$ 为微流星体速度矢量, $\boldsymbol{v}_{\mathrm{mars}}$ 为火星公转速度矢量. 在 1.52 AU 处, 微流星体相对于太阳的运动速度范围为 $24.1\sim34.2\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$, 根据式 (11) 可得, 微流星体相对于火星的运行速度范围约为 $5\sim58.6\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$.

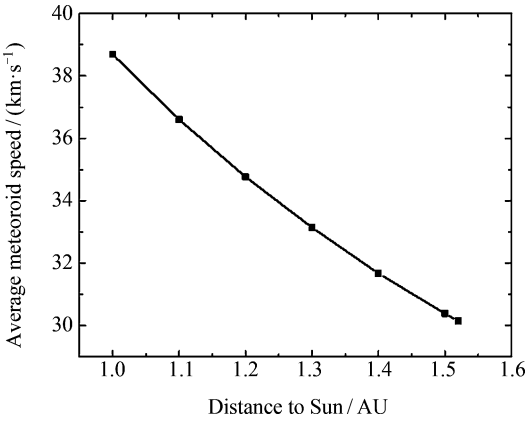


图 4　1∼1.52 AU 微流星体的平均公转速度

Fig. 4　Average revolution speed of meteoroids from 1 AU to 1.52 AU

根据黄道光观测结果, 太阳系内微流星体的分布规律见式 (4). 因此, 可近似认为 0∼1.52 AU 不同近日点对应轨道内的微流星体聚集密度同样符合式 (4), 即近日点小的微流星体较多. 当微流星体近日点为 1.52 AU 时, 在近日点微流星体轨道与火星轨道相切 (见图 5). 由于绝大多数短周期彗星与行星沿同一方向绕太阳公转, 因此这里假设微流星体的公转方向与行星相同. 根据式 (7), 近日点为 1.52 AU 的微流星体在近日点的速度为 $30.23\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$, 则微流星体相对于火星的速度为 $7.9\,\mathrm{km{\cdot}s^{-1}}$. 当微流星体近日点小于 1.52 AU 时, 微流星体轨道与火星轨道相交, 如图 5 所示.

当微流星体轨道近日点在 0.01∼1.52 AU 范围内

变化, 微流星体与火星相遇时, 近火轨道上微流星体与火星的速度变化如图 6 所示. 由图 6 可以看出, 微流星与火星相对速度随微流星轨道近日点距离近线性变化, 范围约为 7.9~36.3 km·s^{-1}. 结合式 (6) (见图 7) 可以计算得到微流星体相对火星的速度相对密度分布.

根据天体力学预测的微流星体相对火星的速度范围为 5~58.6 km·s^{-1}. 由于微流星体主要来源于近日点为 0~1.52 AU 的短周期彗星, 对应的微流星体相对火星的速度范围为 7.9~36.3 km·s^{-1}. 因此可认为相对速度为 5 km·s^{-1} 及 58.6 km·s^{-1} 时, 对应的速度密度为 0. 速度密度对速度的积分为 1, 则在 5~58.6 km·s^{-1} 范围内微流星体相对于火星的速度密度分布如图 8 所示.

对图 8 中的速度密度函数进行分段拟合, 得到微流星体相对火星的速度密度分布方程, 即

$$n(v_{\mathrm{r}})=\begin{cases}-0.41+0.081v_{\mathrm{r}}, & 5<v_{\mathrm{r}}\leqslant 7.9;\\ 11.3613-6.908\,97\times\\ \quad\left[1-\exp\left(-\dfrac{v_{\mathrm{r}}}{0.051\,09}\right)\right]-\\ \quad 4.454\,86\left[1-\exp\left(-\dfrac{v_{\mathrm{r}}}{2.764\,49}\right)\right], & \\ 7.9<v_{\mathrm{r}}\leqslant 56.8.\end{cases}\tag{12}$$

针对火星探测的微流星体风险评估模型可总结为: 地球–火星转移段, 微流星质量密度关系见式 (1),

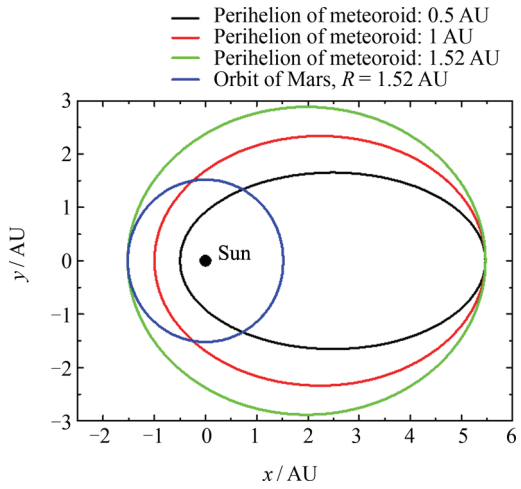


图 5 微流星体轨道与火星轨道相交

Fig. 5 Sketch map of meteoroids and Mars orbits

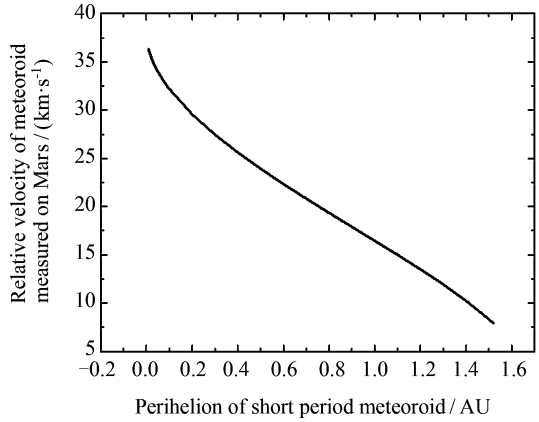


图 6 不同近日点轨道的微流星对火星的相对速度

Fig. 6 Relative speeds of meteoroids measured on Mars

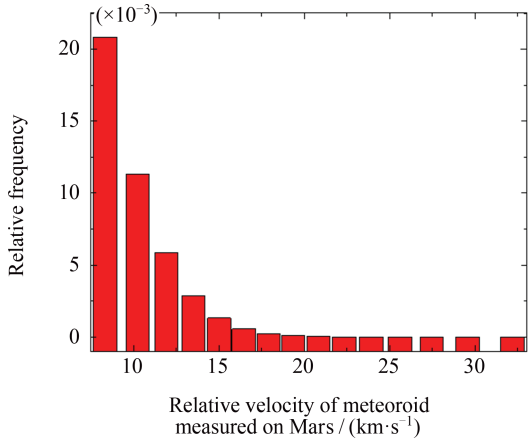


图 7 微流星相对火星速度为 7.9~36.3 km·s^{-1} 时相对速度的分布密度

Fig. 7 Relative frequency of relative speed of meteoroids as their speed measured on Mars is from 7.9 to 36.3 km·s^{-1}

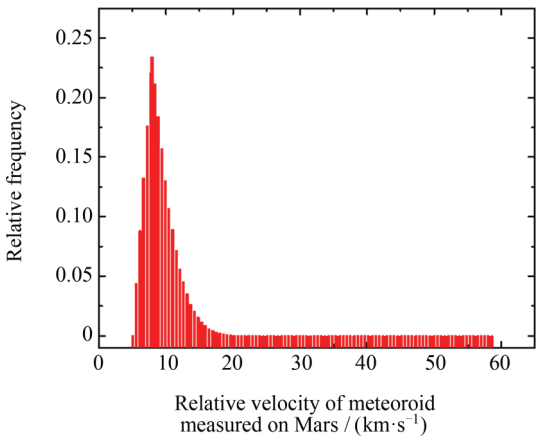


图 8 微流星相对火星速度为 5~58.6 km·s^{-1} 时相对速度的分布密度

Fig. 8 Relative frequency of relative speed of meteoroids as their speed measured on Mars is from 5 to 58.6 km·s^{-1}

通量模型见式 (5), 平均速度分布函数见式 (9); 环火飞行段, 微流星质量密度关系见式 (1), 通量模型见式 (5), 其中 $r=1.52$, 速度密度分布函数见式 (12).

3　环境及风险预测方法

火星探测活动应对探测器地火转移段及环火飞行段分别进行微流星体环境风险评估. 目前针对近地轨道飞行器进行空间碎片/微流星环境分析时, 参考有限单元法的思路, 将飞行器离散为有限单元, 并根据每个单元的方向矢量计算微流星通量. 针对火星探测, 同样可采用有限元法将火星探测器离散为有限单元.

在地火转移段, 以探测器的几何中心为坐标原点建立局部坐标系. 探测器相对太阳的速度矢量为 $\boldsymbol{v}_{\text{probe}}$, 微流星体相对太阳的速度矢量为 $\boldsymbol{v}_{\text{meteor}}$, 其大小为对应位置处的平均速度, 见式 (9). 对探测器进行有限元离散化后, 单个单元的法向为 $\boldsymbol{S}$, 指向探测器的外侧. 与 SSP-30425 模型类似, 这里认为微流星的通量是全向的, 即微流星在空间球体各个方向的通量相同.

在地火转移轨道上, 图 9 中单元质量大于 m 的微流星在一年中的通量为

$$F^{\text{ip}}_{r\text{-}v_{\text{probe}}}=kF^{\text{ip}}_{r},$$

$$k=\left(1-\frac{v_{\text{probe}}}{v_{\text{meteor}}}\cos\beta\right)^2. \tag{13}$$

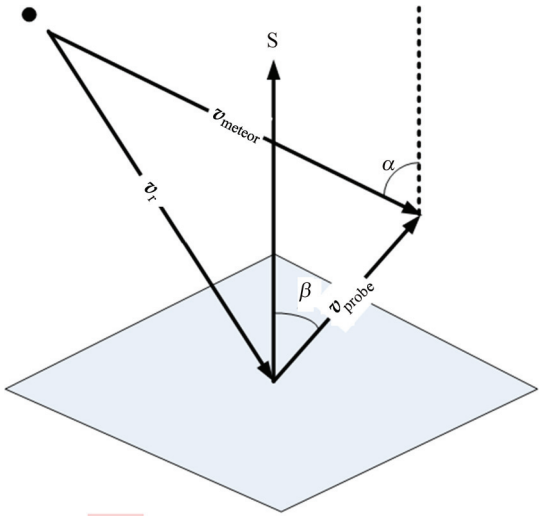


图 9　单个单元的通量计算示意

Fig. 9　Sketch of the flux calculation for one element

其中, k 为速度通量因子, F^{ip}_r 是探测器速度为 0 时距离太阳距离 r 处的微流星体通量, β 为探测器速度矢量与单元法向的夹角. 探测器飞行过程中, 绝大部分时间姿态保持不变, 因此可认为 β 保持不变. 随着探测器位置的变化, 式 (13) 中探测器速度及微流星体的速度将发生改变. 假设探测器地火转移时间为 T_1 年, 则图 9 中单元表面在地火转移期间的总微流星通量为

$$N_{\text{Earth-to-Mars}}=A\int_0^{T_1}k(t)F^{\text{ip}}_{r(t)}\mathrm{d}t. \tag{14}$$

其中 $k(t)$ 及 $F^{\text{ip}}_{r(t)}$ 取决于探测器在 t 时刻相对于太阳的距离 $r(t)$, A 为单元面积.

当探测器在环火轨道飞行时, 探测器相对于火星的速度为 $v_{\text{probe-Mars}}$, 微流星体相对于火星的速度为 $v_{\text{meteor-Mars}}$. 在环火轨道上, 图 9 中单元的微流星通量为

$$F^{\text{ip}}_{r\text{-}v_{\text{probe-Mars}}}=\int_5^{56.8}n(v_{\text{meteor-Mars}})kG_{\text{planet}}\cdot F^{\text{ip}}_{1.52}\mathrm{d}v_{\text{meteor-Mars}},$$

$$k=\left(1-\frac{v_{\text{probe-Mars}}}{v_{\text{meteor-Mars}}}\cos\beta\right)^2. \tag{15}$$

其中, $n(v_{\text{meteor-Mars}})$ 为微流星体相对于火星的速度密度分布函数, 见式 (12), $F^{\text{ip}}_{1.52}$ 为 1.52 AU 位置处一年内微流星体通量, G_{planet} 为微流星体行星汇聚系数. 探测环火飞行时间为 T_2, 则环火飞行期间图 9 中单元表面微流星总通量为

$$F^{\text{ip}}_r(T_2)=\int_0^{T_2}F^{\text{ip}}_{r\text{-}v_{\text{probe-Mars}}}\mathrm{d}t. \tag{16}$$

将探测器离散化后, 对每个单元进行计算, 可以得到探测器整体的微流星体通量. 利用有限元软件 ABAQUS 对探测器进行离散化处理, 采用数学软件 MATHEMATICA 计算每个单元的通量, 具体流程见图 10.

4　环境及风险预测结果

不失一般性, 假设火星探测器形状如图 11 所示, 探测器构型包含不同方向的平面及曲面.

4.1　地火转移段

在地火转移段, 假设采用霍曼转移轨道, 地球及

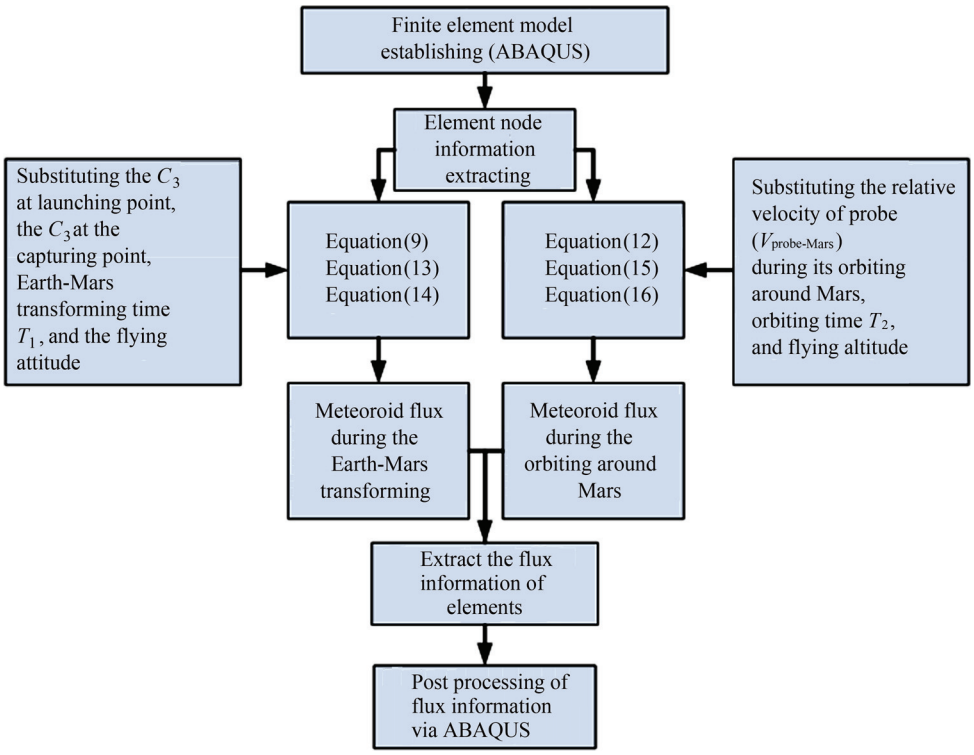


图 10 火星探测微流星撞击风险预测流程

Fig. 10 Process of meteoroid impact risk assessment

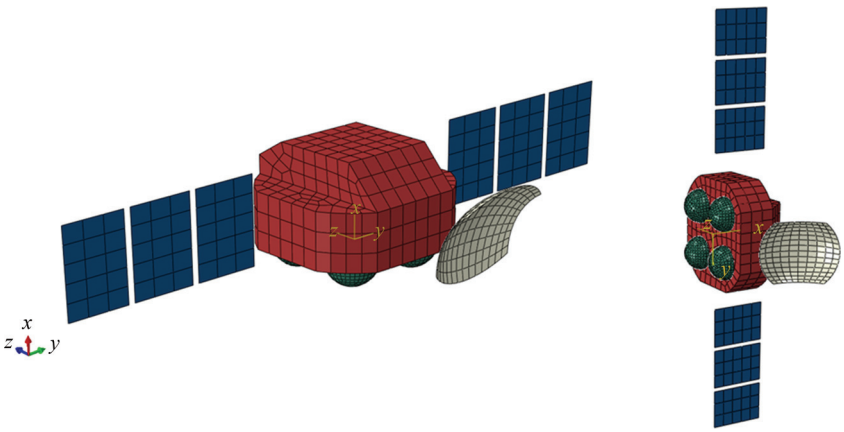


图 11 火星探测器网格划分

Fig. 11 Mesh of the Mars probe model

火星公转轨道为圆形, 二者的轨道半径分别为 1 AU 及 1.52 AU. 根据式 (7), 探测器从地球出发时相对于太阳的速度为 32.72 km·s^{-1}, 抵达火星时相对于太阳的速度为 21.52 km·s^{-1}. 地火转移阶段, 探测器与太阳的距离随时间的变化见图 12. 根据式 (7), 探测器相对太阳的飞行速度随时间的变化见图 13.

根据图 12 中探测器距太阳距离的变化曲线, 代入式 (9) 得到探测器所处位置在不同时间下微流星体相对太阳的平均速度. 根据图 13 中探测器的速度时间关系, 结合式 (5)、式 (9)、式 (13) 及式 (14), 计算得到探测器采用霍曼转移轨道从地球飞行到火星期间每平米的微流星撞击数. 根据式 (2) 及式 (5), 可将地火转移期间每平米微流星体的总撞击数表示为 1 AU 处通量 $F_{1\,\text{AU}}$ 的函数形式:

$$N_{\text{Earth-to-Mars}} = PF_{1\,\text{AU}}(m). \tag{17}$$

其中, P 为撞击数量系数. 图 11 中火星探测器飞行方向为正 x 向时, 系数 P 的分布见图 14. 结果显示, 探测器飞行方向正面的系数 P 最大, 说明承受的撞击数最多; 在太阳能帆板以及探测器侧面, 其法向与探测器飞行方向垂直, P 值大小相同且与探测器的速度及微流星体速度无关; 在探测器飞行方向的背面, 由于遮挡效应, 系数 P 最小.

4.2　环火飞行段

假设火星探测器以圆形轨道环火飞行, 轨道高度为 400 km, 探测器相对火星速度为 3.362 km·s^{-1}. 同

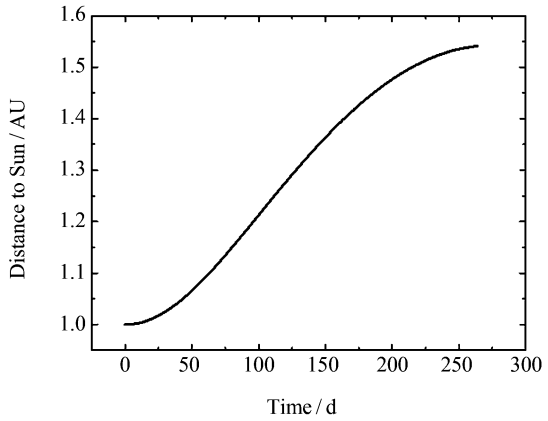


图 12　霍曼转移轨道探测器与太阳的距离随时间的变化

Fig. 12　Distance from the probe in the Hohmann transfer orbit to Sun

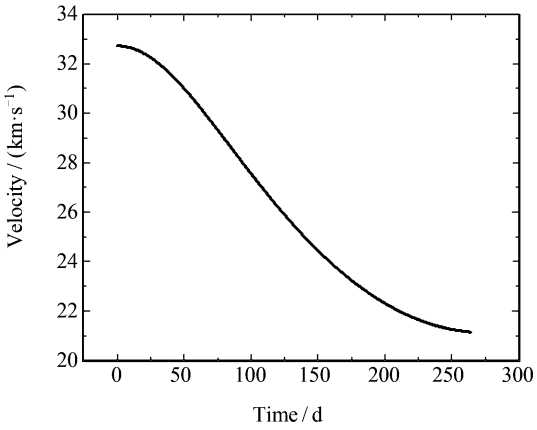


图 13　霍曼转移轨道探测器速度随时间的变化

Fig. 13　Speed of the probe in the Hohmann transfer orbit

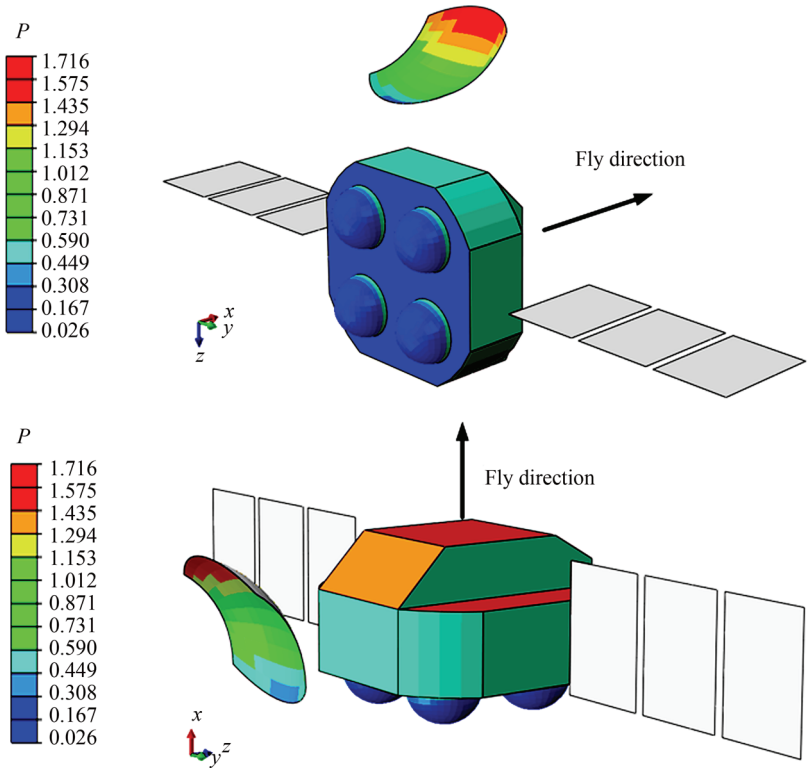


图 14　霍曼轨道地火转移期间探测器撞击系数分布

Fig. 14　Predicted contour map of impact coefficient during the period from the Earth to the Mars as the probe is in Hohmann transfer oribit

样根据式 (15), 将探测器绕火星飞行一年期间每平米所受的微流星撞击次数表示为

$$N_{\mathrm{Mars}} = PG_{\mathrm{planet}}F_{1.52\,\mathrm{AU}}(m),$$
$$F_{1.52\,\mathrm{AU}}(m) = \frac{1.52^{-1.3}}{1^{-1.3}}F_{1\,\mathrm{AU}}(m). \tag{18}$$

其中, 行星汇聚系数 G_{planet} 表达式为

$$G_{\mathrm{planet}} = s_{\mathrm{f}}G_{\mathrm{Mars}}, \quad s_{\mathrm{f}} = \frac{1+\cos\eta}{2},$$
$$\sin\eta = \frac{R_{\mathrm{Mars}}}{R_{\mathrm{orbit}}}, \quad G_{\mathrm{Mars}} = 1 + \frac{R_{\mathrm{Mars}}}{R_{\mathrm{orbit}}}. \tag{19}$$

其中, s_{f} 为火星屏蔽因子, G_{Mars} 为火星引力汇聚系数, R_{orbit} 为探测器环火飞行轨道半径, R_{Mars} 为火星半径. 当探测器环火飞行轨道高度为 400 km 时, 行星汇聚系数 $G_{\mathrm{planet}} = 1.37$, 则式 (18) 可简化为

$$N_{\mathrm{Mars}} = 0.794\,92PF_{1\,\mathrm{AU}}(m). \tag{20}$$

探测器环火飞行时, 式 (20) 中参数 P 的分布见图 15.

根据图 14 及图 15 中的计算结果, 探测器正面及反面每平米的微流星撞击数 N 的统计结果见表 2 和表 3.

4 微流星风险降低方案

表 2 及表 3 中预测结果显示, 探测器相对于飞行方向正面的撞击次数远大于反面的撞击次数. 探测器的飞行速度越快, 其正反面所受的撞击次数差异越大.

在正对飞行方向的顶板上, 每平米承受质量在 1×10^{-10} g 级别以上微流星撞击次数达 950 次. 虽然 1×10^{-10} g 及以下级别的微流星体撞击对整体探测器难以造成毁灭性的损伤, 但是对星敏感器或相机的光学镜头易造成剥蚀效应, 进而降低其透光率 [12,13]. 因此, 在探测器总体设计中, 重要单机应尽量避免布置在正对飞行方向的顶板上. 布局设计时应避免在飞行方向的正面顶板上设置带有敏感光学镜头的单机.

文献 [9] 中提供了微流星体撞击铝板的临界穿透厚度经验公式:

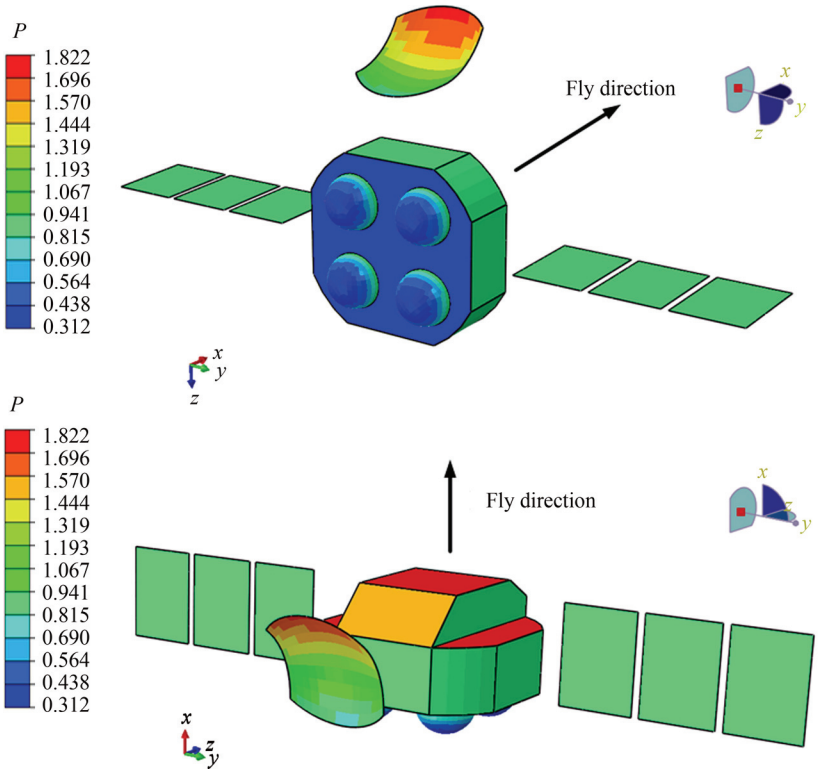


图 15 火星探测器环火飞行一年期间探测器撞击系数分布

Fig. 15 Predicted contour map of impact coefficient at a year mission at near Mars orbit

表 2　火星探测器正面每平米微流星撞击次数统计

Table 2　Total impact number of a square meters in the front surface of Mars probe during the whole mission

微流星体质量/g	微流星体 ($\rho=2.5\,\mathrm{g\cdot cm^{-3}}$) 直径 D/cm	每平米撞击次数		
		地火转移期间 (霍曼转移轨道 265 d)	环火飞行 (365×2 d)	发射至任务结束 (995 d)
1×10^{-15}	9.13×10^{-6}	57 646.81	100 514.7	158 161.5
1×10^{-14}	1.97×10^{-5}	13 677.99	23 849.35	37 527.34
1×10^{-13}	4.24×10^{-5}	4 504.783	7 854.674	12 359.46
1×10^{-12}	9.13×10^{-5}	1 866.9	3 255.184	5 122.084
1×10^{-11}	1.97×10^{-4}	808.344 4	1 409.454	2 217.798
1×10^{-10}	4.24×10^{-4}	346.2034	603.650 7	949.854 1
1×10^{-9}	9.13×10^{-4}	163.129	284.436 6	447.565 6
1×10^{-8}	1.97×10^{-3}	64.090 32	111.749 8	175.840 1
1×10^{-7}	4.24×10^{-3}	16.377 05	28.555 51	44.932 56
1×10^{-6}	9.13×10^{-3}	2.553 385	4.452 159	7.005 545
1×10^{-5}	1.97×10^{-2}	0.251 321	0.438 211	0.689 532
1×10^{-4}	4.24×10^{-2}	0.017 759	0.030 966	0.048 725
1×10^{-3}	9.13×10^{-2}	0.001 024	0.001 786	0.002 81
1×10^{-2}	1.97×10^{-1}	5.27×10^{-5}	9.2×10^{-5}	0.000 145
1×10^{-1}	4.24×10^{-1}	2.56×10^{-5}	4.46×10^{-6}	7.02×10^{-6}
1.0	9.13×10^{-1}	1.2×10^{-7}	2.1×10^{-7}	3.31×10^{-7}

$$t_{\mathrm{penetration}}=0.55m^{0.352}\rho^{0.167}v_{\mathrm{r}}^{0.875}. \qquad (21)$$

其中, m 为微流星体质量, ρ 为微流星体密度 (取平均密度 $2.5\,\mathrm{g\cdot cm^{-3}}$), v_{r} 为微流星体的相对速度. 根据式 (21), 重量为 $1\times10^{-7}\,\mathrm{g}$, 速度为 $20\,\mathrm{km\cdot s^{-1}}$ 的微流星体能够击穿 0.3 mm 厚的铝合金蜂窝板蒙皮. 每平米受质量在 $1\times10^{-7}\,\mathrm{g}$ 以上微流星撞击次数达到 45 次. 因此, 应适当增加顶板铝合金蒙皮的厚度. 当铝合金蒙皮厚度增加至 0.7 mm 时, 能够抵挡相对速度为 $20\,\mathrm{km\cdot s^{-1}}$, 重量为 $1\times10^{-6}\,\mathrm{g}$ 微流星体的冲击. 而每平米受质量在 $1\times10^{-6}\,\mathrm{g}$ 以上微流星撞击次数降低至 7 次. 在正对飞行方向的顶板上, 应综合考虑探测器功能, 在安装重要单机的位置适当增加 Whipple 防护结构以降低探测器受撞击损伤的风险.

5　结论

火星探测器总体设计过程中需考虑微流星体的撞击风险. 目前尚未见针对火星探测任务的微流星体撞击风险预测模型. 本文结合经典的 SSP30425 (GRÜN) 微流星体通量模型, 综合考虑黄道光观测结果、彗星轨道统计结果、探测器地火转移轨道及火星轨道参数等, 针对火星探测任务分别建立了地火转移段及环火飞行段的微流星体撞击通量模型. 采用有限元离散法, 分别预测了虚拟火星探测器在地火转移段及环火飞行段中各个面的微流星体撞击通量. 分析结果显示, 探测器飞行方向正面的微流星撞击通量约为探测器背面的 10 倍. 根据模型计算结果, 建议将探测器顶板铝合金蒙皮的厚度增加至 0.7 mm, 在整个设计寿命期内可将探测器正面受微流星体撞击出现击穿损伤的风险降低至每平米 7 次. 所建立的微流星体通量模型及撞击次数预测结果可为中国火星探测任务提供技术支撑.

参考文献

[1] JONES J. Meteoroid Engineering Model-Final Report [R]. Canada: University of Western Ontario, 2004

[2] SCHONBERG W P. Protecting spacecraft against meteoroid and orbital debris impact damage an overview [J].

表 3 火星探测器反面微流星撞击次数统计

Table 3 Total impact number of a square meters in the back surface of Mars Probe during the whole mission

微流星体质量/g	微流星体 ($\rho=2.5\,\mathrm{g\cdot cm^3}$) 直径/cm	每平米撞击次数		
		地火转移期间 (霍曼转移轨道 265 d)	环火飞行 (365×2 d)	发射至任务结束 (995 d)
1×10^{-15}	9.13×10^{-6}	883.178 7	16 679.28	17 562.46
1×10^{-14}	1.97×10^{-5}	209.553 8	39 57.529	4 167.083
1×10^{-13}	4.24×10^{-5}	69.015 58	1 303.394	1 372.41
1×10^{-12}	9.13×10^{-5}	28.601 87	540.160 9	568.762 7
1×10^{-11}	1.97×10^{-4}	12.384 25	233.882 9	246.267 1
1×10^{-10}	4.24×10^{-4}	5.304 014	100.169	105.473
1×10^{-9}	9.13×10^{-4}	2.499 22	47.199 03	49.698 25
1×10^{-8}	1.97×10^{-3}	0.981 897	18.543 62	19.525 51
1×10^{-7}	4.24×10^{-3}	0.250 905	4.738 464	4.989 368
1×10^{-6}	9.13×10^{-3}	0.039 119	0.738 785	0.777 905
1×10^{-5}	1.97×10^{-2}	0.003 85	0.072 716	0.076 567
1×10^{-4}	4.24×10^{-2}	0.000 272	0.005 138	0.005 411
1×10^{-3}	9.13×10^{-2}	1.57×10^{-5}	0.000 296	0.000 312
1×10^{-2}	1.97×10^{-1}	8.08×10^{-7}	1.53×10^{-5}	1.61×10^{-5}
1×10^{-1}	4.24×10^{-1}	3.92×10^{-8}	7.4×10^{-7}	7.8×10^{-7}
1.0	9.13×10^{-1}	1.85×10^{-9}	3.49×10^{-8}	3.67×10^{-8}

Space Debris, 1999, **1**(3): 195-210

[3] YU Hui. Investigation on Risk Assessment for Spacecraft in Meteoroid Environment [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007 (于辉. 航天器微流星体环境风险评估技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007)

[4] ZHU Dangdang. Research on Ground Simulation Experiment of Micrometereoroid High-speed Impaction on Spacecraft Shield [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2012 (朱凼凼. 微流星体高速撞击航天器防护结构地面模拟实验研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012)

[5] COUR-PALAIS B G. The Long-term Effects of The Micrometeroid and Orbital Debris Environments on Materials Used in Space [R]. Washington: NASA, 2005: 257-280

[6] YAN Jun, HAN Zengyao. Research on the meteoroid environment model in terrestrial space [J]. *Spacecraft Eng.*, 2015, **14**(2): 23-30 (闫军, 韩增尧. 近地空间微流星体环境模型研究 [J]. 航天器工程, 2005, **14**(2): 23-30)

[7] MCNAMARA H, SUGGS R, KAUFFMAN B, *et al*. Meteoroid Engineering Model (MEM): a meteoroid model for the inner solar system [J]. *Earth Moon Planets*, 2004, **95**: 123-139

[8] SQUIRE M D, COOKE W J, WILLIAMSEN J, *et al*. Joint Polar Satellite System (JPSS) Micrometeoroid and Orbital Debris (MMOD) Assessment [R]. Washington: NASA, 2015

[9] ESA. ExoMars 2016 and 2018 Missions Environmental Specification [R]. Paris: ESA, 2014

[10] KEARSLEY A T, DROLSHAGEN G, MCDONNELL J A M, *et al*. Impacts on hubble space telescope solar arrays: Discrimination between natural and man-made particles [J]. *Adv. Space Res.*, 2005, **35**(7): 1254-1262

[11] CHAU J, GALINDO F R, HEINSELMAN C J, *et al*. Meteor-head echo observations using an antenna compression approach with the 450 MHz poker flat incoherent scatter radar [J]. *J. Atmos. Solar-Terr. Phys.*, 2009, **71**(6/7): 636-643

[12] KESSLER D J. Meteoroids and Orbital Debris. Ch 8 in Space Station Program: Natural Environment Definition for Design of NASA Spacecraft [R]. Washington: NASA, 1993

[13] SONG Lihong. Impact Effect of Optical Silica Glass in the Environment of Space Micro-debris [D]. Tianjin: Tian Jin University, 2012 (宋丽红. 空间微小碎片环境下光学石英玻璃撞击效应 [D]. 天津: 天津大学, 2012)

[14] LI Yanwei. Study on Damage Behavior of Optical Glass Impacted by Hypervelocity Microparticles [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009 (李延伟. 粉尘微粒子高速撞击光学玻璃损伤行为研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009)