

月球环境下典型尖锐月尘的射流除尘影响因素研究*

方睿涵^{1,2}, 杨佳鑫³, 于洋³, 冯昱龙^{1,2}, 崔玉红^{1,2}

1 (天津大学 机械工程学院 天津 300354)

2 (车用动力系统全国重点实验室 天津 300354)

3 (北京卫星环境工程研究所 北京 100094)

摘要 月球环境下月尘的粘附污染是探月任务亟须解决的关键问题, 射流除尘为一种高效主动清除技术, 本文探讨月球环境下典型尖锐月尘的射流除尘影响因素。首先, 通过地面模拟实验, 探索了射流除尘的影响因素。地面实验结果表明, 较大的射流喷口半径、射流夹角、喷口距原点距离及气体滞止压力均能显著提升除尘率; 射流喷口半径从 1mm 增大到 4mm, 最终清除率从 82.09%升至 97.83%; 射流角度从 15°增大到 90°, 最终清除率从 80.31%升至 99.99%。进一步, 采用了典型尖锐月尘接触模型和稀薄气体动力学 DSMC 算法, 通过流场-模拟月尘耦合的离散元法数值模拟了射流除尘的月尘清除率及其影响因素, 分析了月球环境下由温差和电势差导致的力电热影响。数值模拟结果表明, 随着月表电势从 10V 增至 25V, 最终清除率由 88.92%提高至 94.10%; 当温度差从 0K 增加至 300K 时, 最终清除率从 88.92%提升至 91.60%。最后, 通过对比分析实验与模拟结果, 验证了数值模型的精确性, 并给出了射流除尘影响因素、典型月尘的尖锐棱角特性及力电热效应对射流除尘率的影响特征。研究系统揭示了月球环境下射流除尘影响参数、典型尖锐月尘射流清除率以及射流除尘的力电热特性。

关键词 射流除尘; 典型尖锐月尘; 影响因素; 除尘率

中图分类号

Study on Influencing Factors of Jet Dust Removal for Typical Sharp Lunar Dust under Lunar Environment Conditions

FANG Ruihan^{1,2}, YANG Jiaxin³, YU Yang³, FENG Yulong^{1,2}, CUI Yuhong^{1,2}

1 (School of Mechanical Engineering, Tianjin University, Tianjin 300354, China)

2 (National Key Laboratory of Vehicle Power System, Tianjin 300354, China)

3 (Beijing Institute of Satellite Environmental Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract Dust adhesion and contamination in the lunar environment are critical issues that must be addressed for future lunar exploration missions. Gas jet dust removal is an efficient active cleaning method, but the removal behavior of typical sharp lunar dust and the effects of key jet parameters under lunar environmental conditions require further investigation. In this study, the influencing factors of jet dust removal for typical sharp lunar dust were investigated through ground-based simulation experiments and numerical modeling. First, ground experiments were conducted to evaluate the effects of jet nozzle radius, jet angle, nozzle distance from the origin, and gas stagnation pressure on dust removal performance. The results show that increasing the nozzle radius, jet angle, nozzle distance, and gas stagnation pressure can significantly improve the dust removal rate. When the jet nozzle radius increased from 1 mm to 4 mm, the final removal rate increased from 82.09% to 97.83%. When the jet angle increased from 15° to 90°, the final removal rate increased from 80.31% to 99.99%, indicating that a larger jet coverage area and stronger gas impact are beneficial for dust removal.

* 2023 年度中国空间技术研究院 CAST 创新基金项目

2025-07-30 收到原稿, 2025-0-0 收到修定稿

E-mail: 852099189@qq.com

Furthermore, a numerical model was established by combining a typical sharp lunar dust contact model with the direct simulation Monte Carlo method for rarefied gas dynamics and the discrete element method for particle motion. The flow-field and lunar dust transport processes were coupled to simulate the dust removal rate and its influencing factors. Based on this model, the effects of force, electric, and thermal conditions caused by temperature difference and lunar surface potential were analyzed. The numerical results show that, as the lunar surface potential increased from 10 V to 25 V, the final removal rate increased from 88.92% to 94.10%. When the temperature difference increased from 0 K to 300 K, the final removal rate increased from 88.92% to 91.60%. Finally, comparison between the experimental and numerical results verified the reliability of the numerical model. This study reveals the influence of jet parameters, sharp particle morphology, and force–electric–thermal effects on the removal behavior of typical sharp lunar dust, and provides a useful reference for the design and optimization of lunar dust mitigation technologies.

Key words Jet dust removal; Typical sharp lunar dust; Influencing factors; Dust removal rate

0 引 言

面向载人登月任务，不论是航天员月面出舱活动、搭载科学载荷的月球车在月面进行巡视探测以及月面原位探测设施长期在轨^[1]，月尘污染都是无法避免的重要问题。典型月尘具有细小、不规则、棱角分明和高硬度的特征^[2-5]，并且月面环境特有的超高真空（ 10^{-7} Pa）、极端温差（ $-180^{\circ}\text{C}\sim 120^{\circ}\text{C}$ ）和太阳风辐照（粒子辐射剂量率 $13.2\mu\text{Gy/h}$ ），典型月尘与其在地面模拟环境下的力电热特性明显不同^[6-8]。例如微重力使得月尘极易悬浮，昼夜温差导致月尘颗粒崩解细化附带棱角，太阳辐照使得月尘附带大量静电，在月球的复杂极端环境下，月尘颗粒具有强黏附特性和易接触特性^[3,4,9]。因此，月尘污染是严重影响载人登月任务的重要因素之一^[1]。已有的文献资料显示，月尘因其尖锐棱角、微小粒径及表面活性成分，被航天员吸入后可沉积于肺部，引发炎症、氧化应激及细胞损伤，导致咳嗽、呼吸困难等急性症状^[6,8,10]。同时，月尘还会对宇航服织物造成显著磨损^[11,12]；其次，月尘在月球低重力、强紫外线辐射环境下，极易带电悬浮并强力粘附于设备表面，并通过持续性摩擦磨损导致机械结构卡死、密封失效、光学系统灵敏度下降等故障^[10,13]，还严重威胁月球车的运行安全与寿命^[7,13]。此外，长期在轨设施依赖的太阳能电池板，其输出功率也会因表面月尘累积而显著衰减^[14,15]。因此，月尘污染已成为载人登月任务中亟待攻克的核心技术难题，它直接决定着航天员健康保障、设备可靠性及任务可持续性^[1,10,13]。

目前，防尘技术通常分为主动防护和被动防护，主动防护指通过施加外力去除月尘，通常需要能量的输入^[16]。除机械、射流和电动力除尘外，电子束等主动除尘方法也被用于月尘清除技术探索^[17]。Adams 等学者^[18]对月尘缓解效果及清除、预防策略展开研究，结果表明各技术利弊共存，而射流技术在除尘率方面优势显著。射流除尘技术通过压缩气体喷射所产生的推力，克服月尘颗粒所受到的粘附力等阻力，达到清除材料表面月尘的目的^[18,19]。下面阐述射流除尘技术的研究现状和进展。在射流除尘的实验研究方面：Peterson 等人^[20]的研究展示了在常压和真空条件下使用二氧化碳射流喷射技术清除光学表面尘埃颗粒的有效性，证明了该技术能在不损害表面的前提下去除污染物，并具有在轨清洁空间光学器件的潜力。Harrington 等人^[21]开发了一种专为月球基地设计的宇航服月尘清除装置，通过一个可调节气流的节流阀控制，并电加热以适应月球极端低温环境。Belden 等人^[22]提出了在月球环境下利用加压气体清除材料表面月尘的概念，设计了一种利用二氧化碳或氮气射流清除月尘埃设备，并配备了一个带有喷嘴的手柄，满足航天员或机械臂端执行器的使用要求。任德鹏等人^[23]提出了一种月面探测器利用推进系统剩余气体进行表面除尘的方案，通过开展原理验证实验，证明了其在月面探测器设计中的良好应用潜力。Wells 等人^[24]通过在真空室内以不同的喷射角度对样品进行液态氮喷射，评估了真空环境中使用液氮喷雾进行月尘除尘的效率及其对宇航服材料的影响，发现在最佳条件下平均质量移除率达到 98.4%，对小于 $10\mu\text{m}$ 颗粒的移除率达到 95.9%。其次，

目前射流除尘的数值研究多以地球环境除尘为对象,模拟月球环境的研究不多。杜敏^[25]等人将直接模拟 Monte Carlo(DSMC)方法应用于颗粒数目庞大的大规模气固两相撞击流的数值模拟研究,建立模型计算分析了撞击流中的气相流动、颗粒运动、颗粒及颗粒碰撞位置分布。Lane^[26]等人采用了直接模拟蒙特卡洛(DSMC)方法和计算流体力学(CFD)方法来模拟羽流与月壤表面的相互作用,计算着陆器羽流导致月壤表面月尘颗粒吹起时的力与加速度。清华大学李水清^[27]等人提出将静电场力、范德华力物理场与离散元方法结合,建立各物理场和颗粒场耦合的颗粒动力学模型。冯昱龙等人提出一种基于气体射流的除尘装置^[28],进一步采用 DSMC 方法,基于该装置建立的计算模型分析了采用 JKR 接触模型的月尘清除率^[19]。李志辉^[29]等人公开了一种 CFD/DSMC 耦合 DEM 的羽流月尘模拟技术,建立了月尘颗粒污染区的物理数学模型、建立月尘颗粒与流场的耦合模型并描述月尘详细侵蚀过程以及侵蚀坑对羽流反向影响的模拟。此外,任德鹏等人^[23]采用 FLUENT 商业软件对月球环境下三种喷嘴的射流流场进行了数值仿真分析,通过喷嘴内外的气体流动特性,评估了喷气除尘系统的性能。

综上,射流除尘技术因其高效、快速及对目标表面损伤小等显著优势,在月尘清除领域展现出显著的应用潜力,然而其成功应用于月球环境仍面临一系列亟须解决的科学难题与技术瓶颈。目前的局限性主要体现在以下三个方面:其一,针对真实月尘的几何与物理建模,现有研究普遍过于简化,部分模型未能真实反映月尘的关键几何形态和物理特征。例如将月尘简化为理想球形颗粒以降低计算复杂度,与嫦娥系列返回的月尘样品具有不规则、尖锐棱角分明的形态特征有一定差别(见图 1),真实月尘与材料表面之间的范德华力和接触力明显大于球形颗粒的假设^[9,30,31,32,33]。其二,限于实验条件,现有实验大多是在地面常压环境下的,并且由于缺少对月球极端环境(超高真空、大温差、强静电)真实而有效的参数,数值模拟结果也有待进一步考证。其三,在射流除尘技术的工程应用层面,现有射流除尘研究多集中于技术可行性验证或单一参数(如压力、角度)的初步探索,目前还缺乏系统性的多射流参数优化和真实效果验证。特别是,射流喷口半径、喷口距离、喷射角度、滞止压力等关键参数如何影响除尘范围和除尘效率,缺乏系统性的实验研究和数值模拟分析。

因此,针对上述射流除尘的关键科学问题与技术挑战,本文通过地面模拟实验与数值模拟相结合的方法展开研究。一方面,通过实验探究射流关键参数的影响规律,验证数值模拟的计算精度,并为工程优化提供数据支撑;另一方面,通过引入考虑月尘尖锐棱角特性的 EPTP 接触模型,并计算月球极端环境下的力、电、热效应,旨在揭示典型月尘真实形态与极端环境对除尘效率的影响。最终,通过对比分析实验与模拟结果,确保了模型的准确性与可靠性,从而为月球环境下的高效除尘技术提供坚实的理论依据与设计指导。

1.1 实验方法

1.1.1 实验材料

本文实验所采用的实验材料包括模拟月尘、射流除尘实验试件。其中,模拟月尘分布依据嫦娥五号采集的月尘样品粒径范围配置^[5],本文地面实验模拟月尘的粒径分布见表 1,密度约为 2800kg/m^3 。嫦娥五号采集的月尘样品大部分为典型的尖锐月尘呈不规则形状,本文模拟月尘样品和嫦娥五号采集月尘样品 SEM 图像分别如图 1(a)、1(b)所示。同时,射流除尘地面实验的试件选取聚酰亚胺,聚酰亚胺因其抗辐射和电气绝缘性能被广泛应用于航天器关键部件,试件尺寸为 $50\text{mm}\times 50\text{mm}$ 。

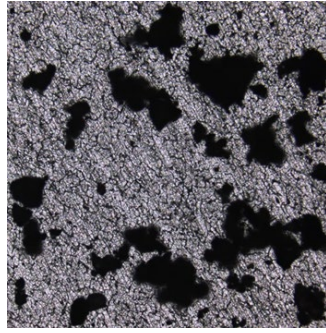
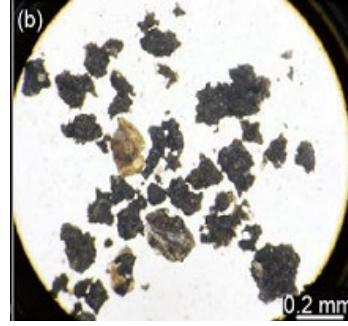


图 1 (a)本文模拟月尘样品



(b)嫦娥五号采集的月尘样品^[5]

Figure 1 (a) Volcanic ash samples of Lunar dust modelled in this paper (b) Lunar dust samples collected by Chang'e-5

表 1 本文地面实验模拟月尘的粒径分布
Table 1 The particle size distribution of simulated lunar dust

particle size range (μm)	mass percentage (%)
0~50	62.74
50~75	11.55
75~100	12.05
100~150	13.66

1.1.2 实验设备

本文地面实验装置所采用的实验设备包括氮气罐、减压阀、氮气软管、高真空手动球阀、气体管道接头、不锈钢管道、气体喷嘴、真空实验系统、图像采集系统和干燥箱。如图2所示,氮气罐(WMA219-Mn-0A-1)用于存储高压氮气;减压阀(YQS-11)调节氮气压力与流量。在实验开始时确保了射流喷射前的滞止压力一致,从而保证了每次实验的初始条件相同,操作对实验结果的误差可以忽略不计。氮气软管(JTWG-DN13)连接减压阀与球阀;高真空手动球阀(SS-3BV-10MOD-3P)用于隔离真空罐体与氮气软管;气体管道接头(CF35)连接真空罐体与不锈钢管道,保证气密性;不锈钢管道在真空罐内输送氮气;气体喷嘴(HTDS-1/8)用于实现氮气动能转化,喷嘴半径分别为 1mm、2mm、3mm 和 4mm,旋转角度 $0\sim 90^\circ$ 。真空实验系统模拟月球高真空环境,主要由 DN1000 型真空罐体(直径 1000mm、高度 1000mm)、BSV-90 型前级真空泵、FBJT1600 型分子泵(极限真空度 $1\times 10^{-4}\text{Pa}$)、ZDF-52 型真空计及 LD-5 型真空加热器(最高温度 300°C)构成;图像采集系统通过 MV-XG4701C-T 型相机(4708 万像素)和两个 LXZ923001 型 LED 光源记录实验过程;干燥箱(202-0A 型)用于去除模拟月尘水分,温控范围 $50\sim 250^\circ\text{C}$,定时范围 $1\sim 1440\text{min}$ 。

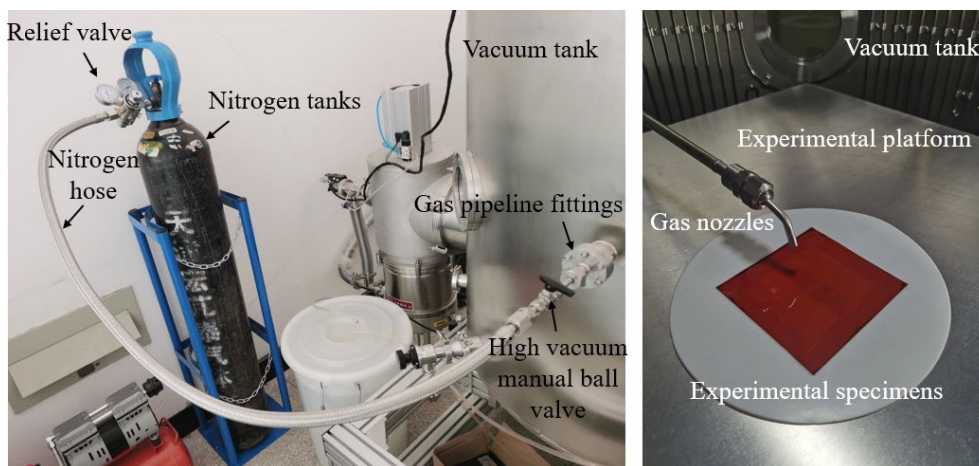


图 2 射流除尘的地面实验系统

Figure 2 Jet dust removal ground experimental system

1.1.3 实验步骤

实验时，首先安装射流除尘系统，包括连接氮气罐、减压阀、氮气软管、高真空手动球阀及气体喷嘴，确保系统密封；根据实验要求设置射流参数，包括喷嘴半径、射流距离、夹角、气体滞止压力及真空度（基准参数分别为 2mm、30mm、45°、2000Pa 和 10Pa）；安装图像采集系统，将相机固定于观察窗外并开启照明系统；将模拟月尘置于干燥箱中，在 80°C 的温度下加热 12 个小时，目的是去除颗粒表面吸附的 95% 以上的水分。使用不锈钢筛将 200mg 模拟月尘均匀撒布在实验样品表面，模拟月尘级配如表 1 所示。开启前级真空泵，使真空罐体内达到初始低真空状态，随后关闭前级真空泵并开启分子泵，使真空罐体内达到实验所需的真空度。通过旋转 YQS-11（0.16-25）减压阀开关设定气体滞止压力，打开高真空手动球阀产生氮气射流，实施为期 1 秒的除尘操作。最后，利用图像采集系统记录除尘过程，通过数字图像处理技术分析数据，分析射流清除率及其影响因素，如图 3 所示。数字图像处理的精度验证详见附件 1。

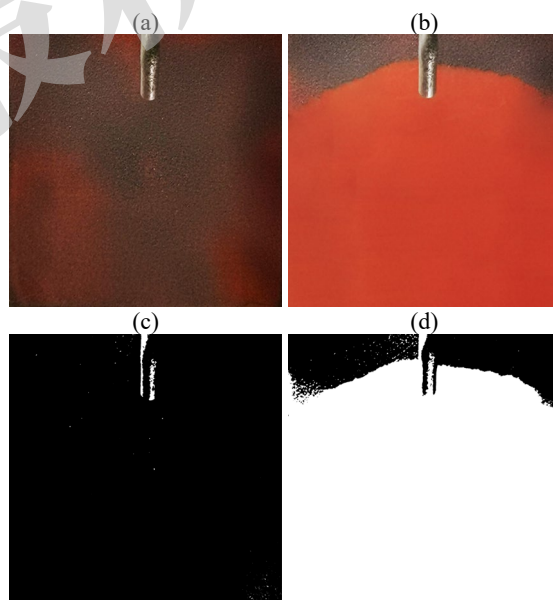


图 3 射流除尘地面实验图像 (a)清除前；(b)清除后；(c)清除前二值化处理结果；(d)清除后二值化处理结果

Figure 3 Images of the ground jet dust removal experiment (a) Before removal; (b) After removal; (c) Binarization result before removal; (d) Binarization result after removal

1.2 实验结果

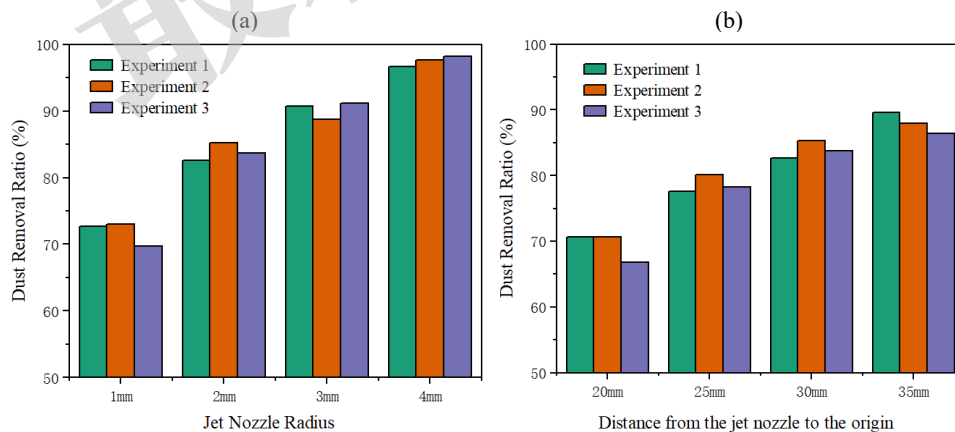
射流除尘地面模拟实验中, 针对不同射流喷口半径、射流喷口距原点距离、射流夹角和气体滞止压力等参数下的射流除尘实验结果进行分析, 系统探讨了上述各因素对除尘率的影响。为了确保实验结果的真实可靠, 每组实验均重复进行三次(如图4所示), 计算三次平均结果作为最终结果, 下面详细阐述。

1.2.1 射流喷口半径的影响

本组实验设置了喷口半径为 1mm、2mm、3mm 和 4mm 的四种工况, 并保持其他实验条件不变(射流喷口距原点距离 30mm, 射流夹角 45° , 气体滞止压力 2000Pa, 真空度 10Pa)。实验结果如图 4(a) 所示, 喷口半径为 1mm 时, 三次实验的平均清除率为 71.83%, 由于较小的喷口半径导致气体流量较低, 射流对颗粒的冲击力较弱, 除尘率偏低; 喷口半径增至 2mm 时, 平均清除率提升至 83.87%, 喷口半径的增加带来了更高的气体流量, 射流冲击力增强, 使颗粒更容易被移除; 喷口半径为 3mm 时, 清除率进一步增加至 90.21%, 较大的喷口半径扩大了射流覆盖面积和冲击范围, 显著提升了除尘率; 喷口半径增至 4mm 时, 清除率达到最高, 为 97.52%, 此时射流的覆盖范围和冲击力均达到最佳状态, 可充分清除表面的模拟月尘。可见, 随着喷口半径的增大, 射流气体流量和冲击力显著增强, 除尘率随之显著提升。

1.2.2 射流喷口距原点距离的影响

本组实验设置了喷口距原点距离为 20mm、25mm、30mm 和 35mm 的四种工况, 并保持其他实验条件不变(喷口半径 2mm, 射流夹角 45° , 气体滞止压力 2000Pa, 真空度 10Pa)。实验结果如图 4(b) 所示, 喷口距原点距离为 20mm 时, 三次实验的平均清除率为 69.36%, 由于较短的喷口距离限制了气体射流的扩散和覆盖范围, 射流冲击力集中在较小区域, 导致清除率较低; 喷口距原点距离增加至 25mm 时, 平均清除率提升至 78.65%, 此时射流距离的增加扩大了气体流动的扩散面积, 增强了气流覆盖范围和冲击力, 提高了除尘率; 当喷口距原点距离为 30mm 时, 清除率进一步增加至 83.87%, 射流覆盖更加均匀, 冲击范围扩大, 显著提升了清除效果; 当喷口距原点距离增至 35mm 时, 清除率达到最高, 为 87.97%, 此时射流扩散和冲击效果达到最佳状态, 能够有效清除表面颗粒。可见, 射流喷口距原点距离对除尘率具有显著影响, 随着距离的增加, 气体流量的扩散和覆盖范围逐渐增大, 清除率显著提升。



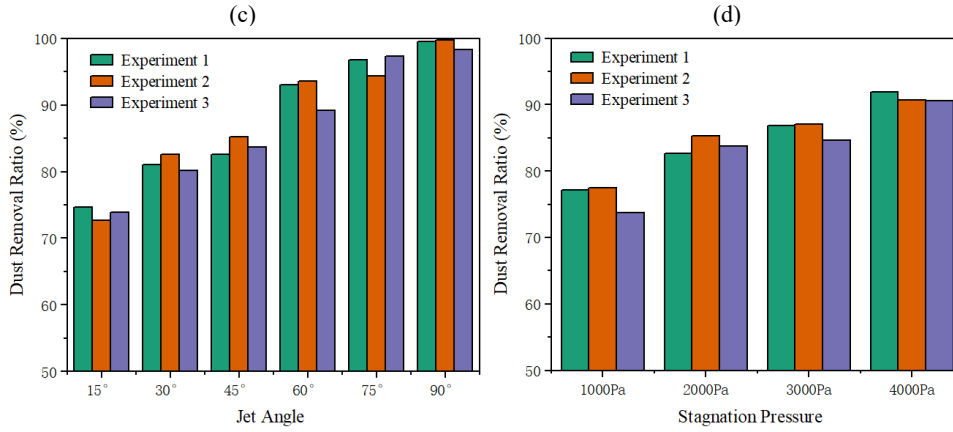


图4 不同参数下射流除尘地面实验的清除率柱状图

Figure 4 Column diagram of ground experimental removal ratio of jet dust removal under different parameters

1.2.3 射流夹角的影响

本组实验设置了射流夹角为 15°、30°、45°、60°、75°和 90°的六种工况，并保持其他实验条件不变（射流喷口半径 2mm，射流喷口距原点距离 30mm，气体滞止压力 2000Pa，真空度 10Pa）。实验结果如图 4(c) 所示，当射流夹角为 15°时，三次实验的平均清除率为 81.25%，较小的射流夹角使气流集中在表面局部区域，扩散范围有限，导致清除率较低；射流夹角增至 60°时，清除率显著提高至 91.93%，此时气流覆盖范围增加，射流能够有效清除颗粒；射流夹角进一步增至 90°时，清除率达到最高，为 99.23%，垂直射流可实现射流覆盖面积最大化，实现最佳除尘效果。可见，射流夹角对除尘率具有显著影响，随着射流夹角的增大，气流的覆盖范围和冲击力逐渐增强，清除率显著提升。

1.2.4 气体滞止压力的影响

本组实验设置了气体滞止压力为 1000Pa、2000Pa、3000Pa 和 4000Pa 的四种工况，并保持其他实验条件不变（射流喷口半径 2mm，射流喷口距原点距离 30mm，射流夹角 45°，真空度 10Pa）。实验结果如图 4(d) 所示，当气体滞止压力为 1000Pa 时，三次实验的平均清除率为 76.13%，由于气流速度和冲击力较低，导致气流对颗粒的驱动效果有限，除尘率较低；当气体滞止压力升高至 2000Pa 时，清除率显著提升至 83.87%，气流速度和冲击力增强，使颗粒更加容易脱离表面；当气体滞止压力为 3000Pa 时，清除率进一步增加至 86.18%，更高的气流速度带来更强的冲击力，进一步提升除尘率；当气体滞止压力增至 4000Pa 时，清除率达到最高，为 91.05%，此时气流的冲击力和覆盖效果达到最佳状态，充分清除表面尘埃颗粒。可见，气体滞止压力对除尘率具有显著影响，随着压力的增加，气流速度和冲击力逐渐增强，除尘率显著提升。

2 射流除尘的数值模拟

2.1 计算方法

2.1.1 模拟月尘接触模型与碰撞假设

本研究采用 Elastic-Plastic Triangular Pyramid (EPTP) 接触模型^[30]描述本文的典型尖锐月尘的接触问题，如图 5 所示。同时，采用无量纲参数描述模拟月尘的几何特征，包括延伸度、圆度和凹凸度^[31]。嫦娥五号采集的月尘样品的单个颗粒平均圆度为 0.875，延伸度 1.251，凹凸度 0.823；本文假设模拟月尘的圆度为 0.912，延伸度 1.072，凹凸度 0.862。进一步，假设模拟月尘均匀平铺在计算域底层并与试件材料表面接触。

进一步，由于模拟月尘具有尖锐多棱角特性，在月球环境和射流作用下这些颗粒的运动速度高达 100m/s，导致模拟月尘在与材料表面或其他模拟月尘发生碰撞时，很容易发生塑性变形。因此，采用 EPTP 弹塑性接触模型模拟塑性变形，不仅表现出月尘形状的改变，也导致了模拟月尘动能的显著耗散、动力学

行为及其输运规律的影响。本文模拟月尘和模拟月尘之间的接触力采用基于概率的颗粒接触检测方法^[34]来判断模拟月尘之间是否发生相互接触，基于概率的颗粒接触检测方法详见附件 2。在该方法中，不规则月尘间的接触被有概率地等效为球形月尘间的接触，概率的大小取决于不规则月尘的几何形状参数。具体判定方法见论文附件 2。需要提及的是，本文采用 EPTP 模型的法向与切向弹塑性接触力和接触面分析模拟月尘之间的接触力，主要是考虑模拟典型尖锐月尘的几何模型^[30]之间接触超过 98.5% 的概率是棱角与面接触，见附件 3。

最后，模拟月尘的数值模拟采用离散元仿真商业软件 EDEM®，并通过商业软件 EDEM®内置的 API 二次开发接口，采用 C++ 语言程序编制 EPTP 模型嵌入离散元计算，其中 API 二次开发编制的嵌入程序见附件 4。

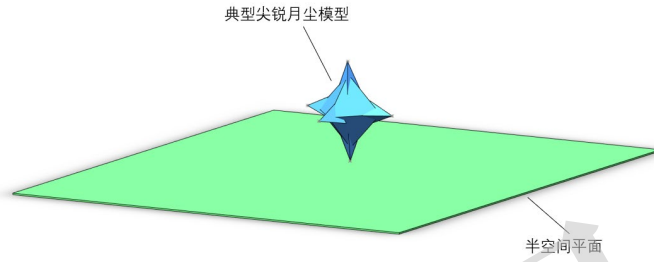


图 5 考虑粘附的典型尖锐月尘与半空间的接触模型^[30]

Figure 5 The model of normal contact between an adhesive regular triangular pyramid lunar dust particle and a half-space

2.1.2 DSMC 流场计算

在月球环境下，从射流喷口喷出的气体扩散到真空环境是从连续介质流逐渐转变为过渡流，并在远处为非连续介质流。因此，本文采用直接模拟蒙特卡洛（DSMC）方法^[35]，基于 dsmcFoamPlus 求解器^[36]模拟射流气体流场，该求解器在 OpenFOAM 开源软件框架内实现，并且可以通过 MPI 实现并行计算。本文采用瞬态流场与模拟月尘的耦合计算，由于模拟月尘最大体积浓度仅为 0.0575%，可以忽略颗粒对流场的影响，因此本文假设流场-模拟月尘的耦合为单向耦合。

2.1.3 月尘输运控制方程

在月球环境下的射流除尘数值模拟中，模拟月尘所受到的力包括重力 $\mathbf{F}_G$ 、库仑力 $\mathbf{F}_C$ 、静电像力 $\mathbf{F}_I$ 、月表电场力 $\mathbf{F}_{Em}$ 、月表磁场力 $\mathbf{F}_B$ 、范德华粘附力 $\mathbf{F}_{vdW}$ 、气体阻力 $\mathbf{F}_D$ 、升力 $\mathbf{F}_{Lift}$ 和接触力 $\mathbf{F}_A$ 。因此，模拟月尘运动的动力学控制方程如下

$$\mathbf{F} = \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_C + \mathbf{F}_I + \mathbf{F}_{vdW} + \mathbf{F}_D + \mathbf{F}_{Lift} + \mathbf{F}_A = m \ddot{\mathbf{x}} \quad (1)$$

如图 6 为模拟月尘所受上述各力的量级分析，可以看出，升力、范德华粘附力、重力为主要受力，月表电场力和月表磁场力非常小，可以忽略不计。进一步，本文采用离散元法针对方程(1)分析了模拟月尘在射流作用下的输运过程，并在每个时间步内，采用速度 Verlet 积分法实现每个模拟月尘的位置 $\mathbf{x}$ 与速度 $\dot{\mathbf{x}}$ 的计算。此外，考虑到嫦娥五号采集的月尘样品^[5,37]以及 APOLLO 月尘样品^[2,38]的不规则及尖锐特性，本文采用 EPTP 典型尖锐月尘的几何模型^[30]，基于 EPTP 的弹塑性接触模型计算典型尖锐月尘的受力。

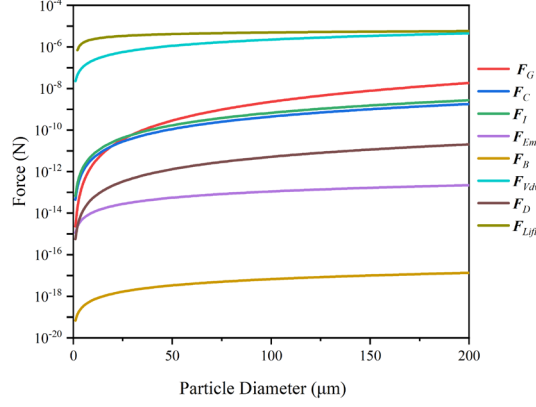


图 6 与材料表面接触阶段射流除尘时模拟月尘受力量级分析^[19]

Figure 6 Force-Level Analysis of Lunar Dust Simulation During Jet Dust Removal at the Material Surface Contact Stage

(1) 重力 F_G 。在月球环境下，重力加速度 g 约为地球环境下的 1/6。则模拟月尘所受的月球重力

$$F_G = m_p g = \frac{4}{3} \pi r_p^3 \rho g \quad (2)$$

其中 ρ 为模拟月尘的密度， r_p 为模拟月尘的等效半径， m_p 为模拟月尘的质量。

(2) 库仑力 F_C 。本文假设每个模拟月尘均带有电荷 q_n ，模拟月尘还受到其他带电月尘在其周围空间激发的电场 E_C 的作用，即模拟月尘的库仑力为

$$F_C = E_C q_n \quad (3)$$

假设 q_i 为其他带电模拟月尘 i 的电荷量， ϵ_0 为真空介电常数， r_{ni} 是从颗粒 n 到颗粒 i 的位移矢量， e_{ni} 是其单位矢量，方向与 r_{ni} 一致，则

$$E_C = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \sum_{i \neq n}^N \frac{q_i}{|r_{ni}|^2} e_{ni} \quad (4)$$

(3) 静电像力 F_I 。当带电模拟月尘靠近被清除表面时，颗粒上的电荷会引起介电层中电荷的再分布^[9]，即产生镜像电荷，模拟月尘受到了来自像电荷的吸引力，常把这种力称为静电像力。因此，本文假设被清除材料表面的模拟月尘所受的静电像力为

$$F_I = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{q_n q_m}{(2d)^2} e_d \quad (5)$$

其中，镜像电荷 $q_m = -(\epsilon_d - \epsilon_m)q_n / (\epsilon_d + \epsilon_m)$ ， ϵ_d 为被清除材料的相对介电常数（ ϵ_d 文中取值为 3.4）， ϵ_m 为空间介质的相对介电常数（文中假设为真空介质 $\epsilon_m = 1$ ）， d 为模拟月尘与被清除材料表面的距离， e_d 为从模拟月尘指向材料表面的单位法向量。

(4) 范德华粘附力 F_{VDW} 。本文假设范德华粘附力为克服模拟月尘与材料表面或其他颗粒之间的粘附力并使其分离的临界力，那么采用典型尖锐月尘 EPTP 接触模型的范德华粘附力^[30]

$$F_{VDW} = -\frac{27}{4} \frac{H_3^2}{H_1} e_d \quad (6)$$

其中 $H_1 = (3I_1 I_2 - I_0 I_3) E^* / (\pi I_1^2 \tan \alpha)$ ； $H_3 = 6\sqrt{3} \gamma_p [(3I_1 I_2 - I_0 I_3) / (\pi I_1 I_2 \tan \alpha)]^2$ ， I_0 ， I_1 ， I_2 和 I_3 是关于函数 $g(\varphi)$ 的定积分^[39]， φ 是接触面内任意一点 $A(\varphi, \rho)$ 与 x 轴的方位角。因为 γ_p 为表面能， α 是 EPTP 模型正三棱锥底面与侧面的夹角，有效弹性模量 E^* 满足 $1/E^* = (1-\nu_1^2)/E_1 + (1-\nu_2^2)/E_2$ ， E_1 和 E_2 分别为模拟月尘和被清除材料表面的弹性模量， ν_1 和 ν_2 分别为其泊松比。综上，可以看出接触过程中表面能 γ_p 直接影响模拟月尘的范德华粘附力。

(5) 气体阻力 F_D 。对于特征长度为 L_p 、密度为 ρ_p 、质量为 m_p 的模拟月尘受到射流气体阻力的表达为^[40]

$$F_D = \frac{3fC_D\rho_g m_p}{4L_p\rho_p} |\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_p| (\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_p) \quad (7)$$

其中, f 是表面滑移修正系数, ρ_g 是月尘颗粒周围射流气体密度, $\mathbf{u}_g$ 是月尘颗粒周围射流气体速度, $\mathbf{u}_p$ 是颗粒速度。考虑到模拟月尘的不规则特性, 其曳力计算不再满足 Stokes 关于球形颗粒的典型假设, 因此引入修正的曳力系数 C_D 如下^[41]

$$C_D = \frac{24}{Re} \frac{d_A}{d_n} \left[1 + \frac{0.15}{\sqrt{c}} \left(\frac{d_A}{d_n} Re \right)^{0.687} \right] + \frac{0.42 \left(\frac{d_A}{d_n} \right)^2}{\sqrt{c} \left[1 + 4.25 \times 10^4 \left(\frac{d_A}{d_n} Re \right)^{-1.16} \right]} \quad (8)$$

其中, d_A 为表面等效球直径 (即与不规则月尘相同表面积的球形颗粒的直径), d_n 为不规则月尘的外接球直径, c 为月尘球形度 (即与不规则月尘相同体积的球形颗粒的表面积与不规则颗粒的表面积的比), Re 为月尘雷诺数^[40,41]。

进一步, 本文假设月球环境为真空条件, 气体阻力在部分假设条件在月球真空环境下不成立, 因此引入表面滑移修正系数^[27,42,43,44]

$$f = f_i f_c f_f \quad (9)$$

其中, f_i 为惯性修正系数 (修正压力阻力相对于粘性阻力的增加^[45]), f_c 为表面滑移修正 (修正非连续流场造成的月尘表面无滑移条件的失效^[43]), f_f 为考虑周围月尘效应的修正^[44]。由于本文地面实验环境压强为 10Pa, 模拟月尘直径小于 150 μm , 此时气体平均自由程远大于月尘尺寸, 修正系数 f_c 对气体阻力的影响占主导作用。

(6) 气体升力 F_{Lift} 。对于密度为 ρ_p 、质量为 m_p 的模拟月尘, 假设受到射流的气体升力为^[46],

$$F_{\text{Lift}} = \frac{3C_L\rho_g m_p}{2\rho_p} |\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_p|_{\text{horiz}} \frac{\partial}{\partial z} |\mathbf{u}_g - \mathbf{u}_p|_{\text{horiz}} \quad (10)$$

其中, C_L 为升力系数。考虑到模拟月尘的不规则特性, 引入修正的升力系数 C_L 如下^[46]:

$$C_L = \frac{24}{Re} (1 - 300.388 Re^{0.999998}) + \frac{7209.76}{1 + \frac{2.74 \times 10^{-3}}{Re}} \quad (11)$$

(7) 接触力 F_A 。本文采用典型尖锐月尘 EPTP 接触模型^[30], 其法向接触力 F_n 与切向接触力 F_t 如方程 (12) 和方程 (13)^[30]

$$F_n = \frac{3}{2} p_y \int_{-\frac{\pi}{3}}^{\frac{\pi}{3}} a_p^2(\varphi) d\varphi \mathbf{e}_{d1} + \frac{3}{2} \int_{-\frac{\pi}{3}}^{\frac{\pi}{3}} Kg(\varphi) a_{pm}^2(\varphi) \left[\frac{a(\varphi)}{a_{pm}(\varphi)} \sqrt{\frac{a^2(\varphi)}{a_{pm}^2(\varphi)} - 1} - \cosh^{-1} \left(\frac{a(\varphi)}{a_{pm}(\varphi)} \right) \right] d\varphi \mathbf{e}_{d1} \quad (12)$$

$$\begin{cases} F_t = 8G^* a(\varphi) \delta_t \mathbf{e}_d, (F_t \leq F_{tc}) \\ \Delta F_t = 8G^* a(\varphi) \theta_k \Delta \delta_t \mathbf{e}_d + (-1)^k \mu_f (1 - \theta_k) \Delta F_n, (F_{tc} < F_t < F_{ts}) \\ F_t = T_s = \mu_f F_n, (F_t \geq F_{ts}) \end{cases} \quad (13)$$

其中, p_y 为屈服压力, $a_{pm}(\varphi)$ 表示接触区域沿方位角 φ 的最大塑性接触半径, K 为与材料硬化行为相关的参数, $\mathbf{e}_{d1}$ 为从材料表面指向月尘颗粒的单位法向量。 F_{ts} 为滑动摩擦力, F_{tc} 为临界粘附力, θ_k 为切向力判定系数, μ_f 为摩擦系数, $a(\varphi)$ 广义接触半径。

综上所述, 通过图 6 发现, 射流引起的升力 F_{Lift} 使模拟月尘脱离材料表面瞬间需要克服的是范德华粘附

力 F_{VDW} ，两者为竞争关系。假设 $\pi = \frac{F_{VDW}}{F_{Lift}} \propto \frac{\gamma_p d_p}{\rho_g u_g^2}$ ，即参数 π 反映了范德华力与气体升力之间的竞争关系，其中 γ_p 为表面能， d_p 为模拟月尘粒径， ρ_g 为射流气体密度， u_g 为射流速度。由图 6 可以看出，当模拟月尘粒径为 200 μm 时， π 接近于 1 时，范德华粘附力将占主导地位，月尘难以被吹起来进行清除；当月尘粒径为 150 μm 时， π 接近于 0.7 时，气体升力占主导地位，月尘可以被吹起清除；当月尘粒径为 100 μm 时， π 接近于 0.4 时，气体升力表明气体升力明显大于范德华粘附力，这时除尘率相对较高；当颗粒粒径小于 50 μm 时， $\pi < 0.1$ 时，气体升力占主导地位，可以发现月尘清除率显著提升。

2.2 计算模型和计算参数

基于地面射流除尘实验装置的简化计算模型如图 7 所示，即地面实验与数值模型的计算尺寸、初始条件与边界条件一致。根据计算模型的三维对称性，选择对称流场的一半计算，对称流场计算域尺寸为 100×50×50 mm。射流喷口为半径为 r_g 的圆形，射流喷口到原点的直线距离为 s_g 。射流轴线经过原点，并且与平板的夹角为 β ，该几何关系与倾斜平板羽流/射流撞击问题具有相似性，可为射流夹角边界条件设置提供参考^[38]。垂直于平板并经过射流轴线的平面为对称面，假设对称面是光滑且连续的，没有摩擦力，原点指射流中心所在直线与平板所在平面的交点，实验数据及模拟数据沿射流轴向外延伸的径向线（即计算模型中的 x 轴）采集。同时，数值模拟的射流气体与地面实验一致，模拟的射流气体为氮气，基本参数设置如表 3 所示。其中，射流喷口半径、射流喷口距原点距离、射流夹角和气体滞止压力的典型值分别为 2mm、30mm、45°和 2000Pa，并将该参数组合设为基准案例。

如图 7 所示，本文采用 dsmcFoamPlus 求解器数值模拟的气体边界条件包括射流喷口施加入口边界条件，对称面施加对称边界条件，模型底面及喷口管壁面施加壁面边界条件，真空环境施加真空边界条件。（1）氮气作为射流气体的入口边界条件为：入口滞止压力为 2000Pa 时，入口速度为 323m/s，温度为 252.2K，气体分子数密度为 $1.53 \times 10^{23}/\text{m}^3$ ，并忽略入口边界层的影响。（2）对称面的对称边界条件为： xz 对称面上法向速度和切向速度的法向梯度为 0。同时，假设气体分子穿越对称面时，其 y 轴方向速度分量大小相等，方向相反， x 轴和 z 轴方向速度分量保持不变。（3）模型底面及喷口管壁面的边界条件为：模型底面与喷口管壁面假设为 300 K 等温壁面。进一步，dsmcDiffuseWallPatch 边界模型假设分子与壁面发生完全漫反射，反射后的速度服从壁面温度下的麦克斯韦速度分布。（4）模型的真空边界条件为：采用 dsmcDeletionPatch 边界模型假设任何气体分子到达该边界即被从计算中删除以满足真空条件，真空温度 300 K。此外，数值模拟的气体初始边界条件假设：初始时刻计算域内气体分子速度为 0m/s，初始温度为 300K，初始气体压力为 0.045Pa，分子数密度 1.09×10^{19} 个/ m^3 ，并假设均匀分布。

进一步，本文数值模拟的模拟月尘量保持与地面实验一致。地面实验单次使用模拟月尘量为 200mg，模拟月尘的密度为 2.80 g/ cm^3 ，根据表 1 模拟月尘的粒径分布，可以算得 200mg 月尘的粒径数量约为 256 万个左右。因此，为了计算结果兼顾精度与计算效率，本文选取 10.24 万个颗粒作为代表模拟月尘进行计算，即 1 个模拟月尘代表 25 个月尘个数，代表月尘数量的无关性验证结果详见附件 5。同时，模拟月尘输运计算的基本参数设置如表 2 所示。模拟月尘的泊松比 ν_p 为 0.2^[47]，密度 ρ_p 为 2750 kg/ m^3 ^[47]，杨氏模量 E_p 为 4.19×10^7 Pa^[48]，相对介电常数 ϵ_p 为 2.9^[49]。模拟月尘的表面能 γ_p 被设为 0.02 J/ m^2 ^[9]，月表电势被 Φ_s 设为 10 V^[50]。月球重力加速度为 1.622 m/ s^2 。需要提及的是，计算模型采用商业软件 EDEM®计算的模拟月尘在对称面施加对称边界条件，模型底面及喷口管壁面施加壁面边界条件，真空环境施加真空边界条件。（1）对称边界条件为：模拟月尘质心穿越 xz 对称面时，其 y 轴方向速度分量大小相等，方向相反， x 轴和 z 轴方向速度分量保持不变； xz 对称面上模拟月尘所受合力满足法向分量大小相等，方向相反；切向分量保持不变；（2）壁面边界条件为：模拟月尘与壁面的接触、粘附与脱离过程由 EPTP 弹塑性接触模型描述。（3）真空边界条件假设模拟月尘到达该边界即被从计算中删除，真空温度 300 K。此外，模拟月尘的初始边界条件假设模拟月尘均匀分布于模型底面，初始速度为零，初始温度 300K，电荷量按表面电势 10V 初始化。

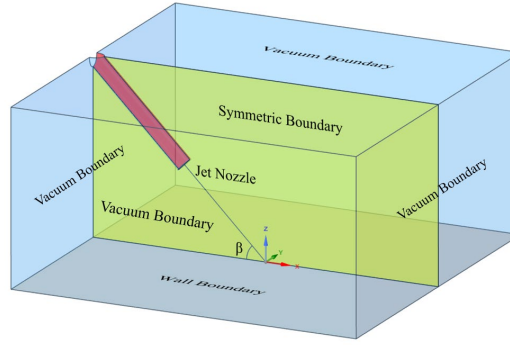


图 7 射流除尘简化计算模型

Figure 7 Simplified Computational Model for Jet Dust Removal

表 2 模拟月尘输运计算的基本参数设置

Table2 Basic parameter settings for lunar dust particle transport calculation

Parameter	Value
Equivalent Spherical Radius ^[51] (μm), r_p	$\bar{r}_p=35, r \in (20, 65)$
Time Step (s), Δt	2×10^{-7}
Poisson's Ratio, ν_p	0.2
Density (kg/m^3), ρ_p	2750
Young's Modulus (Pa), E_p	4.19×10^7
Relative Permittivity, ϵ_p	2.9
Surface Energy (J/m^2), γ_p	0.02
Gravitational Acceleration (m/s^2), g	1.622
Lunar Surface Potential (V), Φ_s	10

表 3 射流气体的基本参数设置

Table 3 Basic parameter settings for numerical simulation of jet impingement on a flat plate

Basic Parameter	Value	Molecular Parameter	Value
Number of Grid Cells	252,340	Molecular Weight (kg)	46.5×10^{-27}
Number of Simulated Molecules	$\sim 2,580,000$	Molecular Diameter (m)	4.17×10^{-10}
Time Step (s), Δt	2×10^{-7}	Rotational Degree of Freedom	2
Steady-State Sampling Start Time (s), t_s	0.001	Vibrational Degree of Freedom	1
Initial Wall Temperature (K), T_w	300	Viscosity Coefficient ($\text{N} \cdot \text{s}/\text{m}^2$)	1.656×10^{-5}
Gas Stagnation Temperature (K), T_0	300	Viscosity Index	0.74
Initial Jet Velocity (m/s), v_*	323m/s		
Jet Temperature (K), T_*	252.2K		
Molecular Number Density in Flow Field ($1/\text{m}^3$), n_*	$1.53 \times 10^{23}/\text{m}^3$		

2.3 结果分析

2.3.1 射流参数的影响

(1) 射流喷嘴半径的影响

本小节分析了射流除尘系统的射流喷嘴半径参数设置对除尘率的影响，本文假设如果模拟月尘在运动过程中位置逸出了计算域，则认为该模拟月尘已被清除，即已被清除的模拟月尘质量占模拟初始时刻的总

质量的比例为模拟月尘清除率。从图 8 可以发现，最终清除率与射流喷口半径 r_g 大小呈正相关。 r_g 为 1mm、2mm、3mm 和 4mm 时，最终清除率分别为 82.09%、88.92%、95.66%和 97.83%。这是因为较大喷口半径可提供更大的气体流量，覆盖范围更广，从而显著提升除尘率。

图 9(a)为不同射流喷口半径下的月尘清除率随时间的变化曲线。可以看出当射流喷口半径从 1mm 增加到 4mm 时，月尘清除率的上升速度明显加快；尤其是在时间区间 0~2ms 内，4mm 的喷口半径所对应的清除率增速显著高于其他三者。随着射流喷口半径的增加，清除率达到稳态的时间也逐渐缩短。例如，对于 1mm 的射流喷口半径，清除率在约 8ms 时趋近稳态，而 4mm 的喷口在约 4ms 时就已经趋近稳态。这进一步显示了大射流喷口半径在月尘清除方面的高效性。

图 9(b)为不同射流喷口半径下的月尘平均速度大小分布柱状图。由图可见，对于 1mm 的喷口半径，月尘速度主要分布在 $0 < \bar{v} \leq 20\text{m/s}$ 的范围内，其比例显著高于其他速度区间。这说明当使用较小的喷口半径时，射流的动能转移给月尘的效率相对较低。随着射流喷口半径从 1mm 增加到 4mm， $\bar{v} > 100\text{m/s}$ 的月尘比例逐渐增大，而 $0 < \bar{v} \leq 20\text{m/s}$ 的月尘比例明显减少。这说明更大的射流喷口能够更有效地为月尘提供足够的动能，加速了月尘被清除。

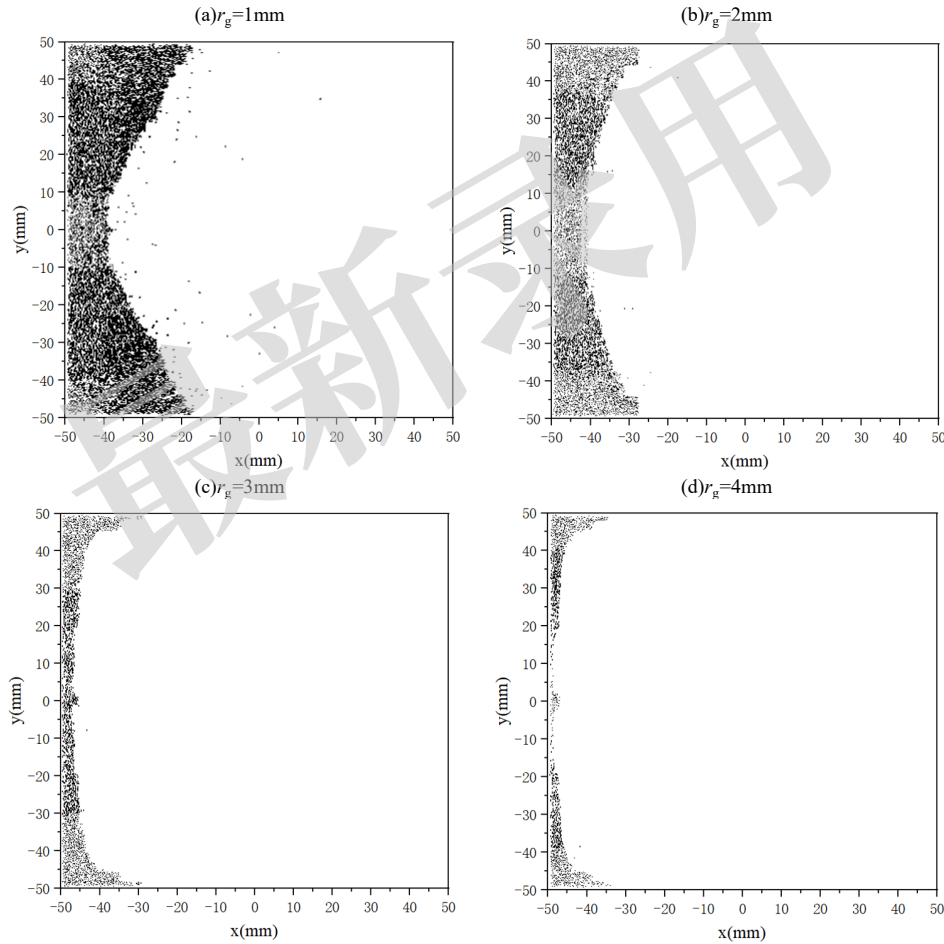


图 8 $t=0.01\text{s}$ 时刻颗粒分布 xy 平面视图(a) $r_g=1\text{mm}$; (b) $r_g=2\text{mm}$; (c) $r_g=3\text{mm}$; (d) $r_g=4\text{mm}$

Figure 8 Particle Distribution in the xy Plane at $t = 0.01\text{s}$ at $t=0.01\text{s}$ (a) $r_g=1\text{mm}$; (b) $r_g=2\text{mm}$; (c) $r_g=3\text{mm}$; (d) $r_g=4\text{mm}$

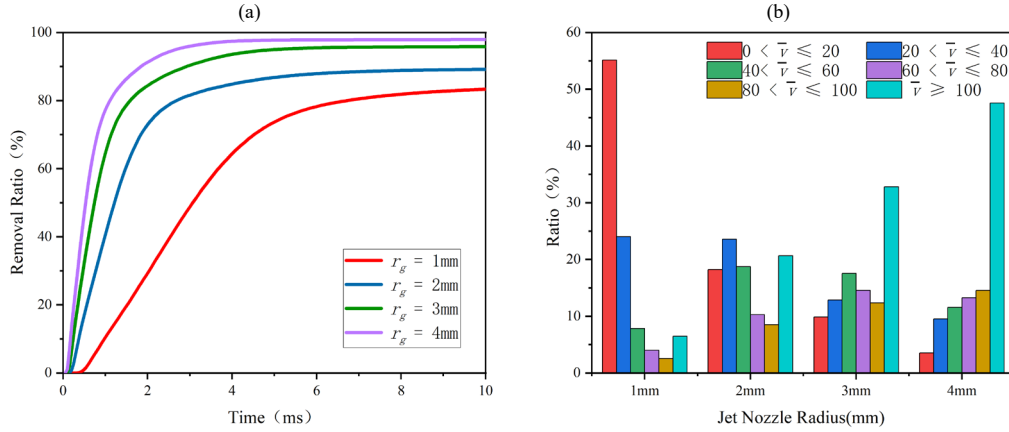


图9 不同射流喷嘴半径下月尘清除率与速度 (a)月尘清除率随时间变化曲线; (b)月尘平均速度大小分布柱状图

Figure 9 Lunar dust removal ratio and velocity under different jet nozzle radius (a) Curves of lunar dust removal ratio over time; (b) Bar chart of lunar dust average velocity distribution

(2) 射流喷嘴距原点距离的影响

本小节分析了射流除尘系统的射流喷嘴距原点距离参数设置对除尘率的影响。从图 10 可以发现, 最终清除率与射流喷嘴距原点距离 s_g 大小呈正相关。对于 s_g 为 20mm、25mm、30mm 和 35mm 的情况, 最终清除率分别为 76.00%、83.90%、88.92%和 96.83%。这是因为射流喷嘴距原点较远时, 射流能在更大的范围内分散, 从而更有效地吹散更大面积的月尘。

图 11(a)为在不同射流喷嘴距原点距离下, 月尘清除率随时间的变化曲线。当射流喷嘴距原点距离从 20mm 增加到 35mm 时, 达到相同清除率所需的时间减少。例如, 对于 s_g 为 20mm、25mm、30mm 和 35mm 的情况, 清除率分别在约 1.4ms、1.55 ms、1.8 ms 和 2.2 ms 时超过 60%。这进一步验证了前面的观察, 即射流喷嘴距原点距离增大, 清除效果更好。

图 11(b)为在不同射流喷嘴距原点距离下, 月尘平均速度大小分布柱状图。从图中可以发现, 对于速度范围在 $0 < \bar{v} \leq 20\text{m/s}$ 的模拟月尘, 当喷嘴距离为 20mm 时, 其分布的比率最高。但随着射流喷嘴距离原点的增加, 这一速度区间的模拟月尘比率显著减少。这说明, 当射流喷嘴距离原点较近时, 其对月尘的影响更为局部, 导致较大比例的模拟月尘速度较低。对于速度范围在 $40 < \bar{v} \leq 60\text{m/s}$ 以及 $60 < \bar{v} \leq 80\text{m/s}$ 的模拟月尘, 整体呈现出一种随着距离增加而增加的趋势。这意味着, 当射流与原点的距离增加时, 其对月尘平均速度的影响逐渐均衡, 导致中速度区间的模拟月尘比率稳步上升。

(3) 射流夹角的影响

本小节分析了射流除尘系统的射流夹角参数设置对除尘率的影响。从图 12 可以发现, 最终清除率与射流夹角 β 大小呈正相关。对于 β 为 15°、30°、45°、60°、75°和 90°的情况, 最终清除率分别为 80.31%, 84.09%, 88.92%, 97.88%, 99.90%, 99.99%。这是因为更大的射流夹角意味着更大的射流覆盖面积, 从而导致更多的月尘被清除。

图 13(a)为在不同射流夹角下, 月尘清除率随时间的变化曲线。当射流夹角 β 增大时, 清除率的增长速度也明显加快, 这是因为较大的夹角导致射流的覆盖面积增大, 从而提高了月尘的清除效率。到达 10ms 时, $\beta=75^\circ$ 和 $\beta=90^\circ$ 的清除率都接近 100%, 这意味着在这些射流夹角下, 几乎所有的月尘都被成功清除。相比之下, 在 10ms 时 $\beta=15^\circ$ 的清除率仍然低于 81%。这进一步证实了射流夹角与除尘率之间的正相关关系。

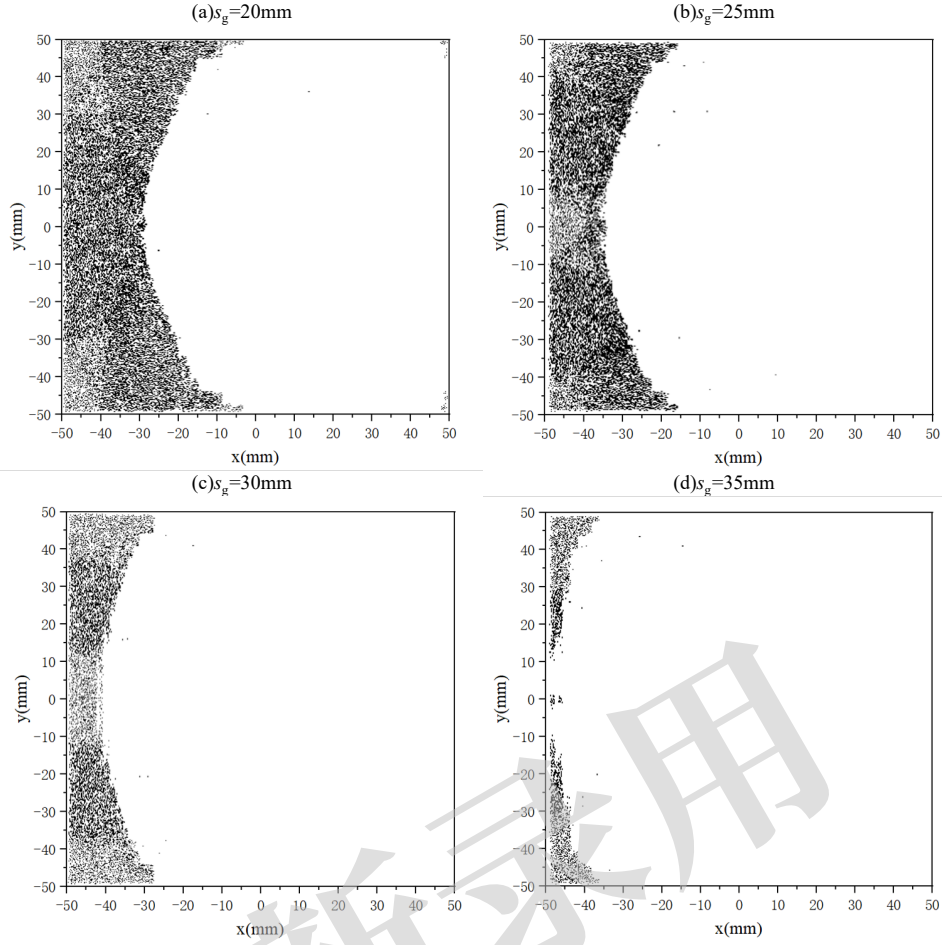


图 10 $t=0.01s$ 时刻颗粒分布 xy 平面视图(a) $s_g=20mm$; (b) $s_g=25mm$; (c) $s_g=30mm$; (d) $s_g=35mm$

Figure 10 Particle Distribution in the xy Plane at $t=0.01s$ (a) $s_g=20mm$; (b) $s_g=25mm$; (c) $s_g=30mm$; (d) $s_g=35mm$

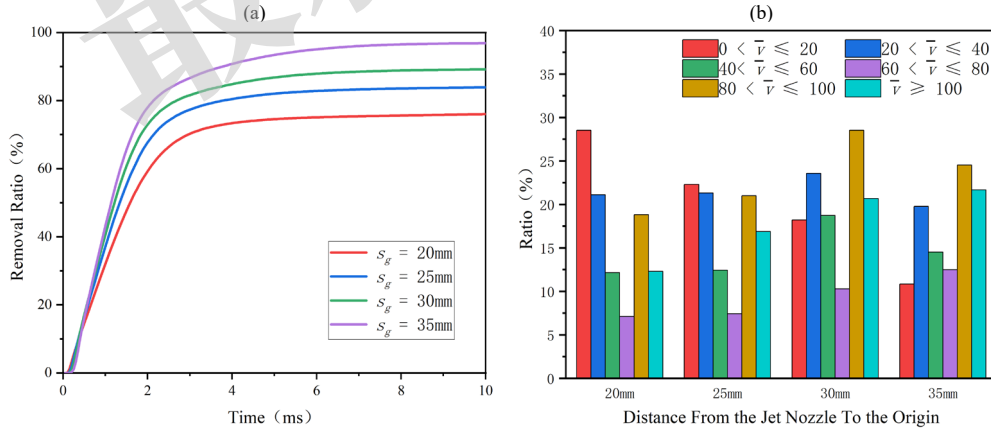


图 11 不同射流喷嘴距原点距离下月尘清除率与速度 (a)月尘清除率随时间变化曲线; (b)月尘平均速度大小分布柱状图

Figure 11 Lunar dust removal ratio and velocity at different nozzle distances from the origin (a) Curves of lunar dust removal ratio over time; (b) Bar chart of lunar dust average velocity distribution

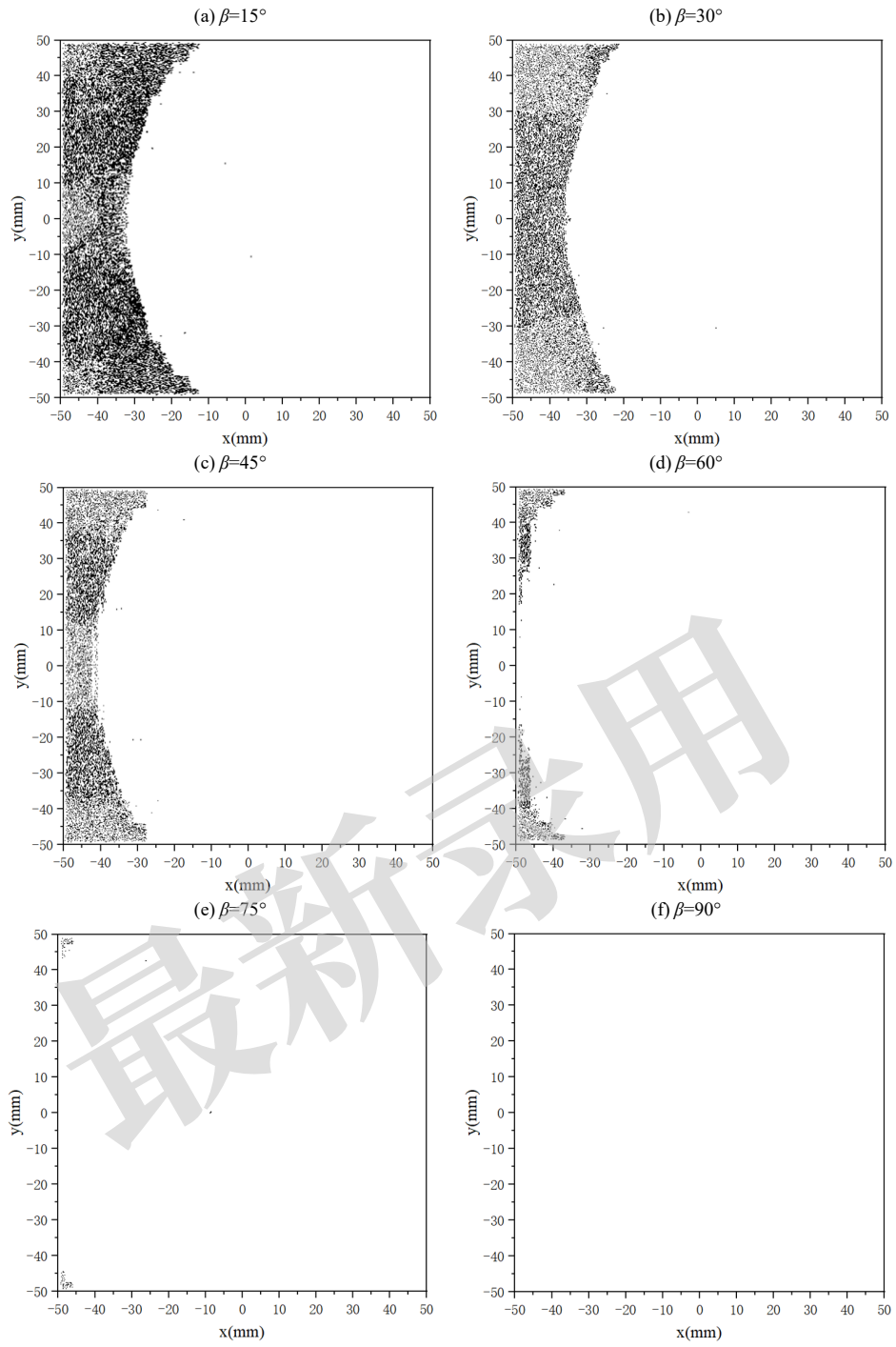


图 12 $t=0.01\text{s}$ 时刻颗粒分布 xy 平面视图 (a) $\beta=15^\circ$; (b) $\beta=30^\circ$; (c) $\beta=45^\circ$; (d) $\beta=60^\circ$; (e) $\beta=75^\circ$; (f) $\beta=90^\circ$

Figure 12 Particle Distribution in the xy Plane at $t = 0.01\text{s}$ (a) $\beta=15^\circ$; (b) $\beta=30^\circ$; (c) $\beta=45^\circ$; (d) $\beta=60^\circ$; (e) $\beta=75^\circ$; (f) $\beta=90^\circ$

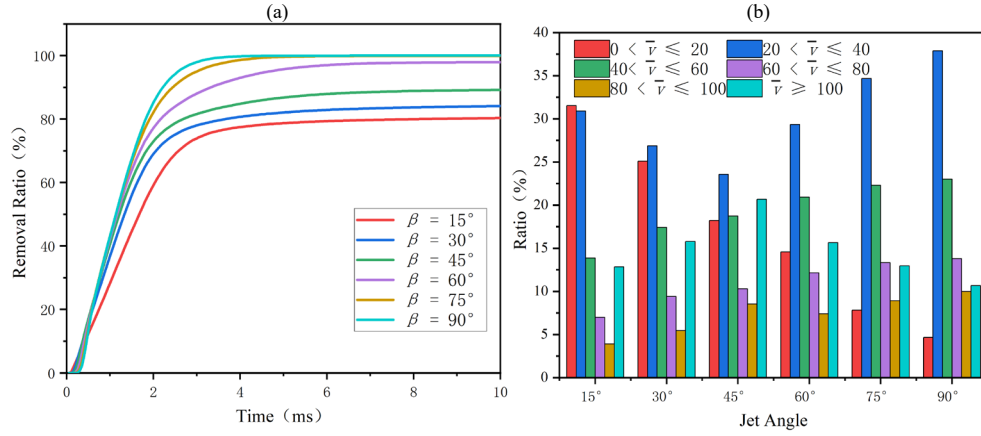


图 13 不同射流夹角下月尘清除率与速度(a)月尘清除率随时间变化曲线；(b)月尘平均速度大小分布柱状图

Figure 13 Lunar dust removal ratio and velocity at different jet angles (a) Curves of lunar dust removal ratio over time; (b) Bar chart of lunar dust average velocity distribution

图 13(b)为在不同射流夹角下，月尘平均速度大小分布柱状图。从图中可以发现，随着射流夹角的增大，速度范围在 $0 < \bar{v} \leq 20$ m/s 的模拟月尘比率逐渐降低。速度范围在 $20 < \bar{v} \leq 40$ m/s 的模拟月尘比率在 $\beta < 45^\circ$ 时呈现出下降趋势，在 $\beta > 45^\circ$ 时呈现出上升趋势。速度范围在 $40 < \bar{v} \leq 60$ m/s、 $60 < \bar{v} \leq 80$ m/s 和 $80 < \bar{v} \leq 100$ m/s 的模拟月尘比率也呈上升趋势。速度 $\bar{v} > 100$ m/s 的模拟月尘比率在 $\beta < 45^\circ$ 时呈现出上升趋势，在 $\beta > 45^\circ$ 时呈现出下降趋势。总结而言，随着射流夹角的增大，月尘的平均速度也随之增加，尤其是在中速度范围内的颗粒比率上升显著。值得一提的是，射流夹角还会影响除尘覆盖的形态，图 14 展示了在不同射流夹角下，分别给出 15° 、 45° 和 75° 计算域内颗粒分布的正视图 (+x 方向) 和左视图 (+y 方向)。

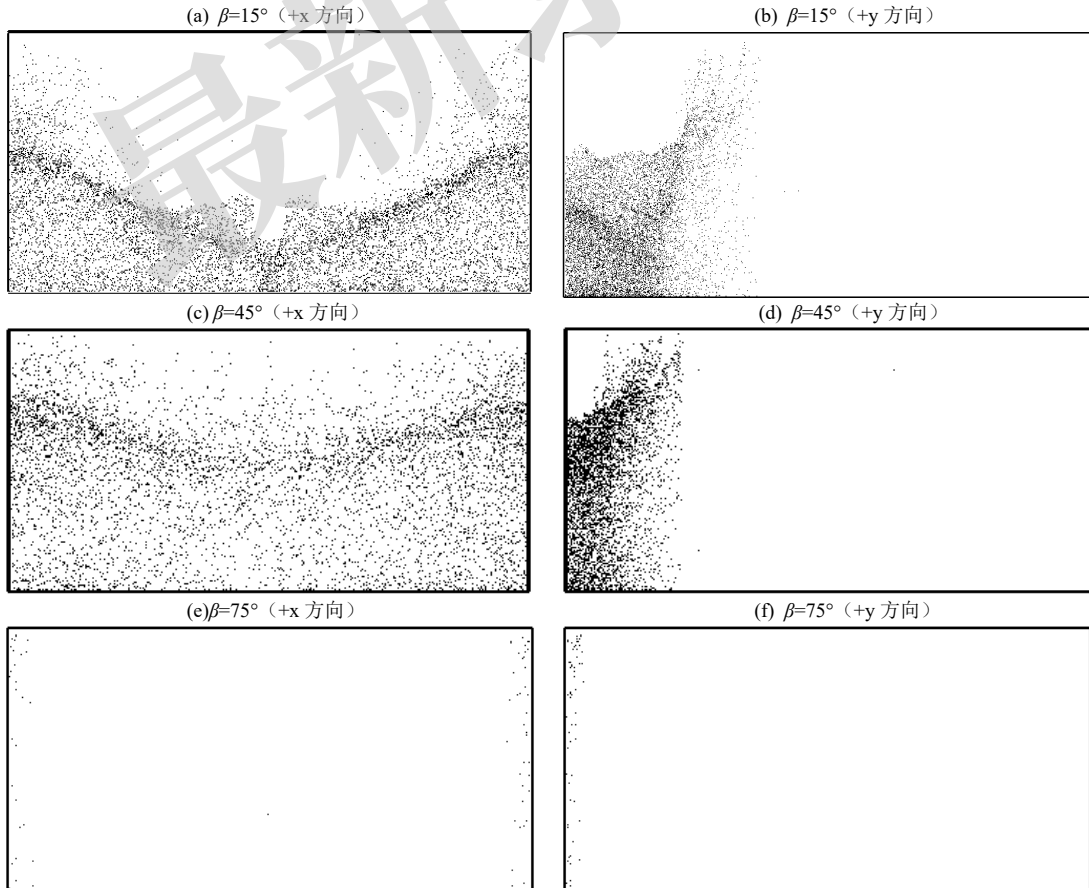


图 14 $t=0.01$ s 时刻颗粒分布 xz 平面视图和 yz 平面视图 (a) $\beta=15^\circ$ (+x 方向)；(b) $\beta=15^\circ$ (+y 方向)；(c) $\beta=45^\circ$ (+x 方向)；

(d) $\beta=45^\circ$ (+y 方向); (e) $\beta=75^\circ$ (+x 方向); (f) $\beta=75^\circ$ (+y 方向)

Figure 14 Particle Distribution in the xz Plane and yz Plane at $t = 0.01\text{ s}$ (a) $\beta=15^\circ$ (+x-direction); (b) $\beta=15^\circ$ (+y-direction); (c) $\beta=45^\circ$ (+x-direction); (d) $\beta=45^\circ$ (+y-direction); (e) $\beta=75^\circ$ (+x-direction); (f) $\beta=75^\circ$ (+y-direction);

(4) 气体滞止压力的影响

本小节分析了射流除尘系统的气体滞止压力参数设置对除尘率的影响。从图 15 可以发现，最终清除率与气体滞止压力 P_0 大小呈正相关。对于 P_0 为 1000Pa、2000Pa、3000Pa 和 4000Pa 的情况，最终清除率分别为 84.67%，88.92%，93.13%，95.29%。这是因为更大的气体滞止压力意味着更大的气体密度和射流冲击力，从而导致更多的月尘被清除。

图 16(a)为在不同气体滞止压力下，月尘清除率随时间的变化曲线。在初始 0~2ms 的短时间内，所有的曲线都呈现了较为陡峭的上升，这表明在不同的气体滞止压力下，月尘清除效果均相对迅速。但是， $P_0=4000\text{Pa}$ 的清除率上升得最为迅速，远超其他情况。这说明在较高的气体滞止压力下，射流对月尘的冲击效果更为显著。

图 16(b)为在不同气体滞止压力下，月尘平均速度大小分布柱状图。从图中可以发现，随着气体滞止压力的增大，速度范围在 $0 < \bar{v} \leq 20\text{m/s}$ 、 $20 < \bar{v} \leq 40\text{m/s}$ 的模拟月尘比率逐渐降低。速度范围在 $60 < \bar{v} \leq 80\text{m/s}$ 、 $80 < \bar{v} \leq 100\text{m/s}$ 以及 $\bar{v} \geq 100\text{m/s}$ 的模拟月尘比率均呈现出上升趋势。总结而言，随着气体滞止压力的增大，月尘的平均速度也随之增加，尤其是在高速度范围内颗粒比率上升显著。

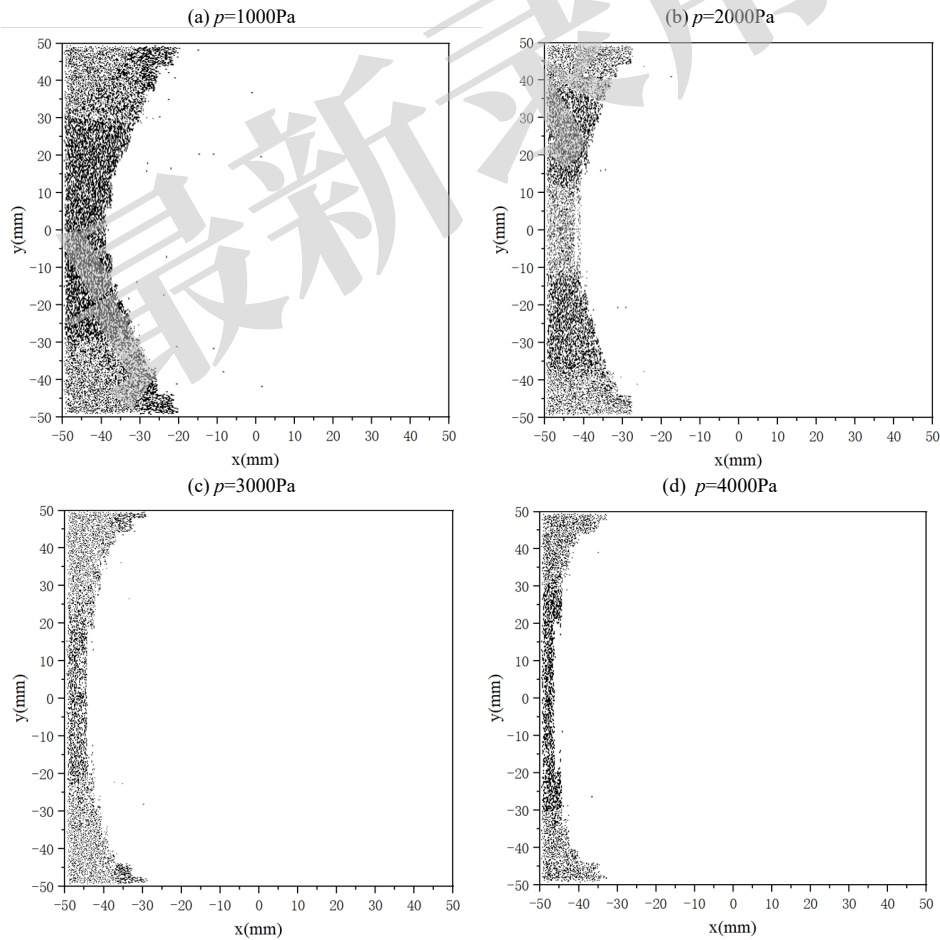


图 15 $t=0.01\text{s}$ 时刻颗粒分布 xy 平面视图 (a) $p=1000\text{Pa}$; (b) $p=2000\text{Pa}$; (c) $p=3000\text{Pa}$; (d) $p=4000\text{Pa}$

Figure 15 Particle Distribution in the xy Plane at $t = 0.01\text{ s}$ (a) $p=1000\text{Pa}$; (b) $p=2000\text{Pa}$; (c) $p=3000\text{Pa}$; (d) $p=4000\text{Pa}$

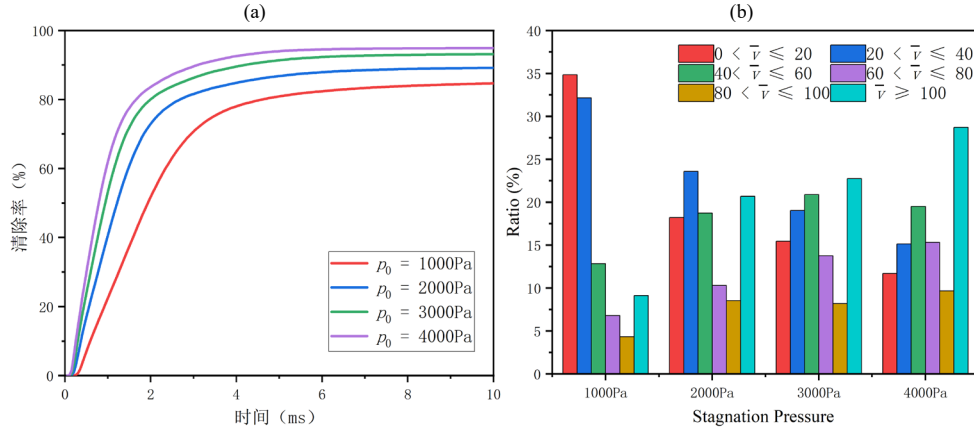


图 16 不同气体滞止压力下月尘清除率与速度 (a)月尘清除率随时间变化曲线; (b)月尘平均速度大小分布柱状图

Figure 16 Lunar dust removal ratio and velocity under different gas stagnation pressures (a) Curves of lunar dust removal ratio over time; (b) Bar chart of lunar dust average velocity distribution

2.3.2 颗粒热电参数的影响

(1) 温度差的影响

本小节采用典型尖锐月尘的 EPTP 热弹性接触模型^[30,52]分析了模拟月尘与表面材料之间的温度差对除尘率的影响。典型尖锐月尘与半空间接触面内的法向热应力的问题，可以等效为求解一个上下两端固支约束（不限制水平方向自由度）侧面夹角为 α 的正三棱台在截面面积最小的下端面的压缩应力。模拟月尘与半空间接触面内的法向热应力为

$$p_q = \frac{\alpha_q E^* T H}{\tan \alpha l} \quad (14)$$

其中 E^* 为模拟月尘与半空间接触时的有效弹性模量，满足 $1/E^* = (1-\nu_1^2)/E_1 + (1-\nu_2^2)/E_2$ 。其中 E_1 和 E_2 分别为模拟月尘和半空间的弹性模量， ν_1 和 ν_2 分别为其泊松比。考虑一个温度为 T_1 的正三棱锥模拟月尘与温度为 T_2 的弹塑性半空间发生法向接触，两者之间的温度之差 $T=T_2-T_1$ ； α_q 为材料热膨胀系数； H 为正三棱台的高（近似等于正三棱锥的高）。

图 17(a)展示了在不同温度差下，月尘清除率随时间的变化曲线。不难发现，最终清除率与温度差 T 的大小呈正相关。对于 T 为 0K、100K、200K 和 300K 的情况，最终清除率分别为 88.92%、89.99%、90.79%和 91.60%。这是因为月尘清除率提高的原因包括粘附力减小和接触力增加，起主要作用的是粘附力减小。即当温度差较大时，颗粒与表面之间的粘附力减小，射流因此能够更容易将颗粒清除。图 17(b)展示了不同温度差条件下，模拟月尘平均速度大小的分布情况。结果显示，随着温度差的增大，速度范围在 $0 < \bar{v} \leq 20\text{ m/s}$ 的模拟月尘比例逐渐降低。具体来说，温度差为 0K 时，该速度范围的模拟月尘占比为 18.22%，而在 300K 时，降低至 16.72%。同时，速度范围在 $\bar{v} > 100\text{ m/s}$ 的模拟月尘比例有所升高。也就是说，温度差为 0K 时，该速度范围的模拟月尘占比为 20.67%，而在 300K 时，升高至 23.34%。这表明随着温度差的增大，模拟月尘的动能得到更多的提升，尤其是在高速度区间，颗粒占比提高更加显著，从而增加了射流除尘清除率。

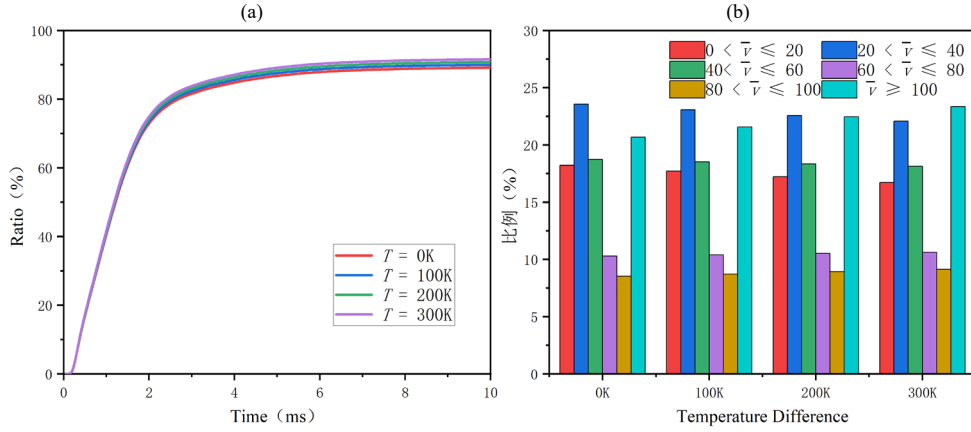


图 17 不同温度差下的月尘清除率与速度 (a)月尘清除率随时间的变化曲线; (b)月尘平均速度大小分布柱状图

Figure 17 Lunar dust removal ratio and velocity under various temperature differences (a) Lunar dust removal ratio over time; (b) Lunar dust average velocity distribution

(2) 电荷量的影响

本小节采用典型尖锐月尘的 EPTP 电荷模型^[30,52]分析了模拟月尘电荷量对除尘率的影响。假设每个模拟月尘被视为带有单个等效电荷的粒子, 模拟月尘的电荷量 Q 的表达式可以由下式给出, 模拟月尘的任意一个面 DEF 原点 O 到边的最短距离为 L

$$Q = \frac{6\sqrt{3}\epsilon_0 L \phi}{\coth^{-1}(\sqrt{3})} \quad (15)$$

其中, ϵ_0 是真空介电常数, DEF 内任意一点 A 的电势 ϕ 可由下式近似给出

$$\phi = \frac{\coth^{-1}(\sqrt{3})Q}{6\sqrt{3}\epsilon_0 L} \quad (16)$$

图 18(a)展示了在不同月表电势下, 月尘清除率随时间的变化曲线。不难发现, 最终清除率与月表电势 Φ_s 的大小呈正相关。对于 Φ_s 为 10V、15V、20V 和 25V 的情况, 最终清除率分别为 88.92%、90.81%、92.52% 和 94.10%。这是因为电荷量 Q 与月表电势 ϕ 成正比, 更大的月表电势会使月尘携带更多电荷; 增大颗粒间库仑力, 从而促进更多月尘被清除。

图 18(b)展示了不同月表电势条件下, 模拟月尘平均速度大小的分布情况。结果显示, 随着月表电势的增大, 速度范围在 $0 < \bar{v} \leq 20 \text{m/s}$ 的模拟月尘比例逐渐降低。具体来说, 月表电势为 10V 时, 该速度范围的模拟月尘占比为 18.22%, 而在 25V 时, 降低至 14.95%。同时, 速度范围在 $\bar{v} > 100 \text{m/s}$ 的模拟月尘比例有所升高。具体来说, 月表电势为 10V 时, 该速度范围的模拟月尘占比为 20.67%, 而在 25V 时, 升高至 25.99%。这表明, 随着月表电势的增大, 模拟月尘之间的排斥力提高, 导致模拟月尘快速分散开, 尤其是在高速度区间, 颗粒占比提高更加显著, 从而增加了射流除尘清除率。

2.3.3 典型尖锐 EPTP 模型与 JKR 模型的模拟月尘射流清除率对比

为进一步验证本文提出的典型尖锐 EPTP 接触模型在射流清除率预测中的有效性, 本文将 EPTP 接触模型以及 JKR 模型的数值模拟结果与实验结果进行了对比, 如图 19 所示。JKR 模型在各个喷口半径下的预测结果明显高于实验值, 且与实验结果的偏差大于 EPTP 模型。例如, 当喷口半径为 1mm 时, JKR 模型预测的清除率为 90.06%, 明显高于实验结果 71.83%, 误差高达 25.38%; 而 EPTP 模型预测的清除率为 75.27%, 虽然也高于实验结果, 但误差较低, 为 13.79%。此外, JKR 模型预测的清除率均高于 EPTP 模型。这可以归因于 JKR 模型假设颗粒为理想球形, 未能真实捕捉非球形颗粒在接触过程和射流流场作用下的真实受力情况。通过对比可以看出, 典型尖锐月尘 EPTP 接触模型相比 JKR 模型能够更好地捕捉非球形颗粒在射流

流场中真实的受力情况，在射流清除率的预测中表现出更高的精确性。

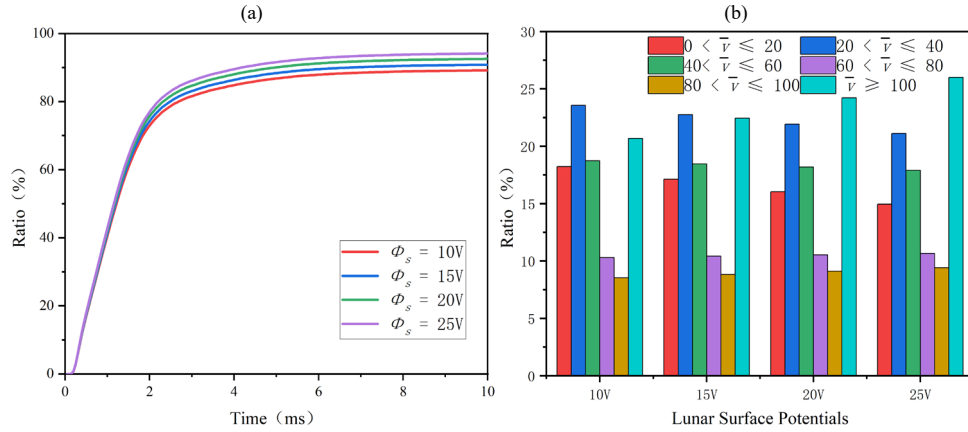


图 18 不同月表电势下的月尘清除率与速度 (a)月尘清除率随时间的变化曲线; (b)月尘平均速度大小分布柱状图

Figure 18 Lunar dust removal ratio and velocity under different lunar surface potentials (a) Lunar dust removal ratio over time; (b) Lunar dust average velocity distribution

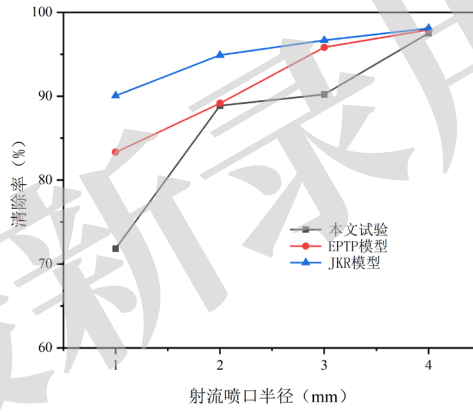


图 19 不同研究的射流清除率对比图

Figure 19 Comparison of jet removal ratios from different studies

3 讨论

为了验证数值模型的有效性，本文针对射流除尘地面模拟实验的条件进行了对应的数值模拟，并将射流喷嘴半径、喷嘴距原点距离、射流夹角和气体滞止压力四种因素下的数值模拟结果与实验结果对比分析如下。

如图 20(a)所示，数值模拟能够较为准确地预测不同射流喷嘴半径下的清除率。如表所示，当喷嘴半径为 1mm 时，模拟结果为 82.09%，与实验值 71.83% 的误差为 12.50%；喷嘴半径为 2mm 时，模拟结果为 88.92%，与实验值 83.87% 的误差为 5.68%；喷嘴半径为 3mm 时，模拟结果为 95.66%，与实验值 90.21% 的误差为 5.69%；喷嘴半径为 4mm 时，模拟结果为 97.83%，与实验值 97.52% 的误差为 0.32%。整体来看，数值模型在不同喷嘴半径条件下均表现出较高的预测精度。

如图 20(b)所示，数值模拟在不同射流喷嘴距原点距离下的预测与实验结果具有较好的一致性。如表所示，当喷嘴距原点距离为 20mm 时，模拟结果为 76.00%，与实验值 69.36% 的误差为 8.74%；距离为 25mm 时，模拟结果为 83.90%，与实验值 78.65% 的误差为 6.26%；距离为 30mm 时，模拟结果为 88.92%，与实验值 83.87% 的误差为 5.93%；距离为 35mm 时，模拟结果为 96.83%，与实验值 87.97% 的误差为 9.15%。这些结果表明，数值模型在不同喷嘴距离条件下的预测精度较高。

如图 20(c)所示, 在不同射流夹角条件下, 数值模拟与实验结果的误差较小, 表现出良好的预测能力。如表所示, 当射流夹角为 30° 时, 模拟结果为 84.09%, 与实验值 81.25% 的误差为 3.38%; 射流夹角为 60° 时, 模拟结果为 97.88%, 与实验值 91.93% 的误差为 6.08%; 射流夹角为 90° 时, 模拟结果为 99.99%, 与实验值 99.23% 的误差仅为 0.76%。由此可见, 数值模型能够有效地反映射流夹角变化对清除率的影响。

如图 20(d)所示, 数值模拟在不同气体滞止压力条件下对清除率的预测精度较高。如表所示, 当气体滞止压力为 1000Pa 时, 模拟结果为 84.67%, 与实验值 76.13% 的误差为 10.09%; 滞止压力为 2000Pa 时, 模拟结果为 88.92%, 与实验值 83.87% 的误差为 5.29%; 滞止压力为 3000Pa 时, 模拟结果为 93.13%, 与实验值 86.18% 的误差为 7.46%; 滞止压力为 4000Pa 时, 模拟结果为 95.29%, 与实验值 91.05% 的误差为 4.45%。这些结果验证了数值模型的有效性和可靠性。

综上所述, 数值模拟结果与实验结果在不同射流喷嘴半径、喷嘴距原点距离、射流夹角以及气体滞止压力条件下的误差均保持在较小范围内, 验证了数值模型的高精度和适用性。结果显示, 两者可以看出实验研究和数值模拟改变参数对除尘率影响的最大误差为 13.79%。其他的误差主要来源于实验中的测量公差 (如传感器精度) 和数值模拟的网格分辨率。因此, 数值模拟能够较为准确地预测射流除尘率及其影响因素, 是对地面实验数据的一个有效补充和完善。此外, 由于目前地面实验条件存在的一些局限, 例如超高真空下射流的非连续流场特征、气-固表面微观相互作用、静电与电荷输运规律等, 尚未能在地面实验中充分揭示其机理, 有待未来在真实月面环境下有效验证。

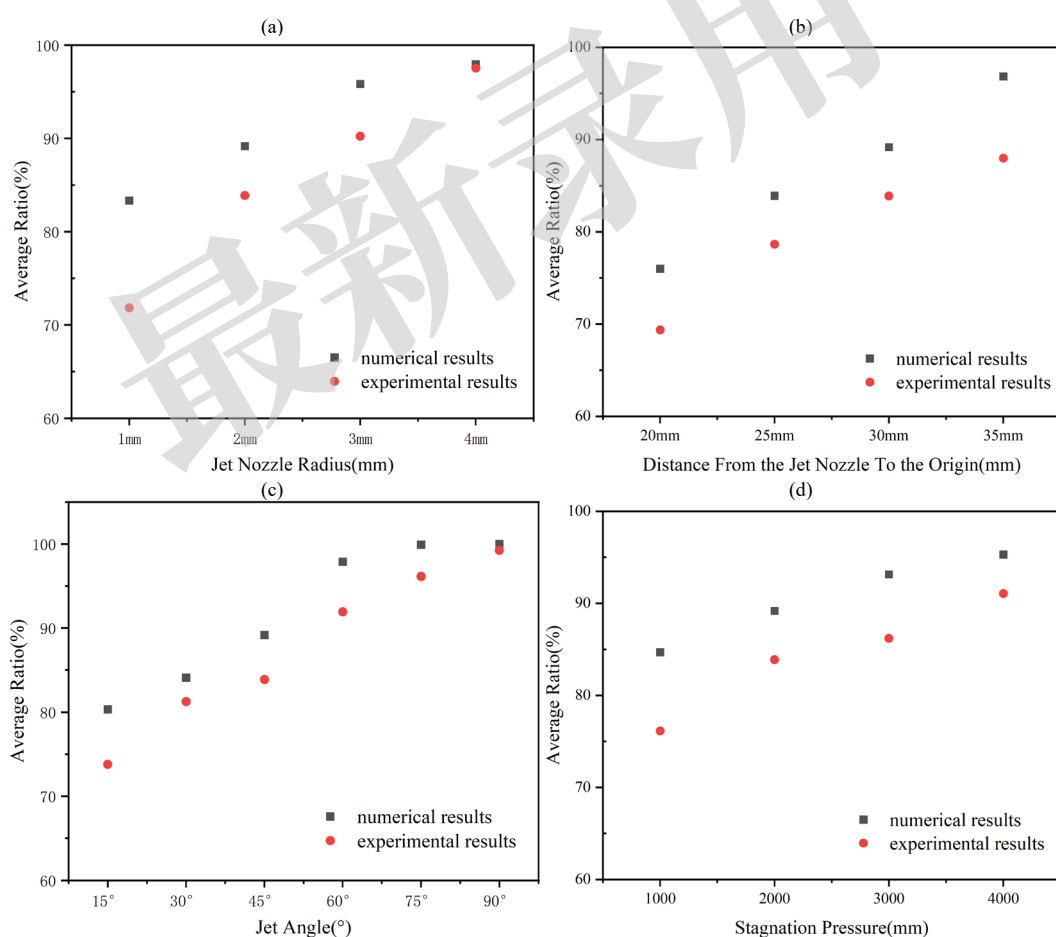


图 20 不同参数下射流除尘实验与数值模拟平均清除率对比

Figure 20 Comparison of average removal rate of jet dust removal experiment and numerical simulation under different parameters

表 4 实验与数值模拟清除率及其误差对比

Table 4 Comparison of experimental and numerical simulation removal ratios and their errors

Variable Name	Variable Values	Dust Removal Rate (%)		Model Error (%)
		Experimental Results	Numerical Results	
Nozzle	1	71.83	82.09	12.50
Radius (mm)	2	83.87	88.92	5.68
	3	90.21	95.66	5.69
	4	97.52	97.83	0.32
Distance (mm)	20	69.36	76.00	8.74
	25	78.65	83.90	6.26
	30	83.87	88.92	5.68
	35	87.97	96.83	9.15
Jet	15	73.78	80.31	8.13
Angle (°)	30	81.25	84.09	3.38
	45	83.87	88.92	5.68
	60	91.93	97.88	6.08
	75	96.14	99.90	3.76
	90	99.23	99.99	0.76
Stagnation Pressure (Pa)	1000	76.13	84.67	10.09
	2000	83.87	88.92	5.68
	3000	86.18	93.13	7.46
	4000	91.05	95.29	4.45

4 结论

载人登月活动中的航天员、宇航服和宇航设备面临着严重的月尘污染的问题。本文通过实验研究与数值模拟相结合的研究方法,分析了典型尖锐月尘的射流除尘特性、影响因素以及力电热效应对除尘率的影响。本研究对未来载人登月的射流除尘技术研究有着重要的参考价值和应用意义。

(1) 通过地面实验,分析了不同参数条件下射流除尘的影响因素。实验表明,较大的射流喷口半径和射流夹角增强了射流的覆盖范围和冲击力,较大的喷口距原点距离和滞止压力提升了气流动能与清除范围,射流喷口半径从 1mm 增大到 4mm,最终清除率从 71.83%升至 97.52%;射流角度从 15°增大到 90°,最终清除率从 73.78%升至 99.23%。因此,较大的射流喷口半径、射流夹角、喷口距原点距离及气体滞止压力均能显著提升除尘率。

(2) 选取稀薄气体动力学的 DSMC 算法模拟气体射流流场,采用典型尖锐月尘接触模型,通过流场-模拟月尘耦合的离散元法分析了不同参数对射流除尘率及其影响因素。模拟结果表明,不同计算参数对月尘清除效率各有显著影响:射流喷口半径从 1mm 增大到 4mm,最终清除率从 82.09%升至 97.83%;射流喷口距离从 20mm 增大到 35mm,最终清除率从 76.00%升至 96.83%;射流角度从 15°增大到 90°,最终清除率从 80.31%升至 99.99%;射流滞止压力从 1000Pa 增大到 4000Pa,最终清除率从 84.67%升至 95.29%。同时,数值模拟结果与地面实验数据一致性较高,验证了所构建模型的有效性和精确性。

(3) 模拟月尘的热特性和电特性显著影响射流除尘率。模拟月尘与表面之间的温度差越大,清除率越

高。当温度差从 0K 增加至 300K 时, 最终清除率从 88.92%提升至 91.60%。由于温度差增大引发了更显著的热弹塑性变形和接触力增大, 同时降低了颗粒与表面的黏附力, 从而促进更多模拟月尘脱离表面。此外, 月表电势越大, 清除率越高。随着月表电势从 10V 增至 25V, 最终清除率由 88.92%提高至 94.10%。较高的月表电势增加了模拟月尘的电荷量, 强化了颗粒间的库仑力, 促进更多月尘被清除。

本文结果表明, 数值模拟结果与地面实验数据一致性较高, 验证了数值模型的有效性和精确性, 揭示了月球环境下典型尖锐月尘的射流除尘率、影响因素以及力电热特性。未来将着重于针对月面的实际综合环境条件(包括高真空、低重力、光照、电位、热电耦合效应等离子体环境等)下对射流除尘率的影响以及关键除尘技术的研究, 为后续月面射流除尘装置的参数优化与工程应用提供理论支撑和方法借鉴。

参考文献

- [1] GAIER J R. The effects of lunar dust on EVA systems during the Apollo missions[R]. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2005. NASA/TM-2005-213610.
- [2] Liu Yang, PARK J, SCHNARE D, et al. Characterization of lunar dust for toxicological studies. II: Texture and shape characteristics[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2008, 21(4): 272-279
- [3] ZAKHAROV A V, ZELENYI L M, POPEL S I. Lunar dust: properties and potential hazards[J]. *Solar System Research*, 2020, 54(6): 455-476.
- [4] LI C I, HU H, YANG M F, et al. Characteristics of the lunar samples returned by the Chang'E-5 mission[J]. *National Science Review*, 2022, 9(2): nwab188
- [5] ZHANG H, ZHANG X, ZHANG G, et al. Size, morphology, and composition of lunar samples returned by Chang'E-5 mission[J]. *Science China Physics, Mechanics & Astronomy*, 2022, 65(2): 229511
- [6] TONG Jingyu, LI Man, BAI Yu, et al. Research for lunar dust effects and its ground simulation methods[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2013, 33(2): 78-83 (童靖宇, 李蔓, 白羽, 等. 月尘环境效应及地面模拟技术[J]. *中国空间科学技术*, 2013, 33(2): 78-83).
- [7] SHI Xiaobo, LI Yunze, HUANG Yong, et al. Study on the simulation strategy of lunar dust/regolith environment effects[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2007, 27(1): 66-71 (石晓波, 李运泽, 黄勇, 等. 月尘/月壤环境效应地面模拟方法研究[J]. *空间科学学报*, 2007, 27(1): 66-71).
- [8] ZHANG Xiaoping, GAN Hong, LI Cunhui, et al. Recent progress in lunar dust migration and biological toxicity research[J]. *Reviews of Geophysics and Planetary Physics*, 2021, 52(5): 495-506 (张小平, 甘红, 李存惠, 等. 月尘运动与生物毒性研究进展[J]. *地球与行星物理评论*, 2021, 52(5): 495-506)
- [9] WALTON O R. Adhesion of lunar dust[R]. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2007. NASA/CR-2007-214685.
- [10] STUBBS T J, VONDRAK R R, FARRELL W M. Impact of dust on lunar exploration[C]//Dust in Planetary Systems. Noordwijk: ESA Publications Division, 2007: 239-243.
- [11] STUBBS T J, VONDRAK R R, FARRELL W M. Impact of lunar dust on the exploration initiative[C]//Lunar and Planetary Science XXXVI. Houston: Lunar and Planetary Institute, 2005: Abstract 2277.
- [12] CHRISTOFFERSEN R, LINDSAY J F, NOBLE S K, et al. Lunar dust effects on spacesuit systems: Insights from the Apollo spacesuits[R]. Houston: NASA Johnson Space Center, 2009. NASA/TP-2009-214786.
- [13] AGUI J H, STOCKER D P. NASA Lunar Dust Filtration and Separations Workshop Report[R]. Cleveland: NASA Glenn Research Center, 2009. NASA/TM-2009-215821.
- [14] ZHANG Hui, DONG Keqi, YAO Wei. Progress and prospect of energy technologies on lunar scientific research station[J]. *Journal of Deep Space Exploration*, 2024, 11(5): 423-434. DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230058 (张辉, 董珂琪, 姚伟. 月球科研站能源技术研究进展与展望[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2024, 11(5): 423-434. DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2024.20230058)
- [15] SUN Binwen, YANG Shengsheng, ZHANG Haiyan, et al. Influence of solar incidence angle on solar cell output characteristics under lunar dust environment[J]. *Vacuum and Cryogenics*, 2022, 28(2): 243-248. DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2022.02.017 (孙彬文, 杨生胜, 张海燕, 等. 月尘环境下太阳入射角对太阳能电池输出特性影响研究[J]. *真空与低温*, 2022, 28(2): 243-248. DOI: 10.3969/j.issn.1006-7086.2022.02.017)
- [16] WANG Pengwei, GENG Jian, YANG Zhe, et al. Review of lunar dust mitigation for lunar water ice detection[J]. *Chinese Journal of Vacuum Science and Technology*, 2024, 44(1): 1-19 (王鹏伟, 耿健, 杨喆, 等. 面向水冰探测的月尘防护研究综述[J]. *真空科学与技术学报*, 2024, 44(1): 1-19)
- [17] FARR B, WANG X, GOREE J, et al. Dust mitigation technology for lunar exploration utilizing an electron beam[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 177:

- [18] ADAMS J G, CLINE B L, CONTAXES N A, et al. Lunar Dust Degradation Effects and Removal/Prevention Concepts. Final report. Volume 2-detailed results [R]. Huntsville: Northerop Space Laboratories, 1967
- [19] FENG Yulong, DONG Tailang, LI Renjie, et al. Numerical simulation study of jet dust removal in lunar environment[C]//Proceedings of the 2023 China Space Conference. Hefei, 2023: 3123-3130 (冯昱龙, 董泰郎, 李仁杰, 等. 月球环境下射流除尘的数值模拟研究[C]//2023年中国航天大会论文集. 合肥, 2023: 3123-3130)
- [20] PETERSON R V, BOWERS C W. Contamination removal by CO₂ jet spray[C]//Proceedings Volume 1329, Optical System Contamination: Effects, Measurement, Control II. San Diego: SPIE, 1990: 72-85
- [21] HARRINGTON D, HAVENS J, HESTER D. Design of a Device to Remove Lunar Dust from Space Suits for the Proposed Lunar Base[R]. Austin: University of Texas, 1990
- [22] BELDEN L, COWAN K, KLEESPIES H, et al. Design of Equipment for Lunar Dust Removal[R]. Austin: University of Texas, 1991
- [23] REN Depeng, ZHOU Xiaozhou, ZHANG Wu, et al. Study on design and test of dust removal for lunar lander[J]. Spacecraft Engineering, 2015, 24(2): 134-139 (任德鹏, 周晓舟, 张伍, 等. 月面探测器喷气除尘系统设计与试验研究[J]. 航天器工程, 2015, 24(2): 134-139)
- [24] WELLS I, BUSSEY J, SWETS N, et al. Lunar dust removal and material degradation from liquid nitrogen sprays[J]. Acta Astronautica, 2023, 206: 30-42
- [25] DU Min, HAO Yingli, LIU Xiangdong. Application of DSMC method in large-scale gas-solid two-phase impinging streams[J]. CIESC Journal, 2009, 60(8): 1950-1958. DOI: 10.3321/j.issn:0438-1157.2009.08.013 (杜敏, 郝英立, 刘向东. DSMC方法在大规模气固两相撞击流中的应用[J]. 化工学报, 2009, 60(8): 1950-1958. DOI: 10.3321/j.issn:0438-1157.2009.08.013)
- [26] LANE J E, METZGER P T, CARLSON J W. Lunar dust particles blown by lander engine exhaust in rarefied and compressible flow[C]//Earth and Space 2010: Engineering, Science, Construction, and Operations in Challenging Environments. Honolulu: American Society of Civil Engineers, 2010
- [27] LI S Q, MARSHALL J S, LIU G Q, et al. Adhesive particulate flow: The discrete-element method and its application in energy and environmental engineering[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2011, 37(6): 633-668.
- [28] CUI Yuhong, FENG Yulong, DONG Tailang. Lunar dust removing device based on gas jet flow: CN, 218191438U[P]. 2023-01-03 (崔玉红, 冯昱龙, 董泰郎. 一种基于气体射流的月尘清除装置: 中国, 218191438U[P]. 2023-01-03)
- [29] LI Zhihui, ZHANG Zun, KONG Lingxuan, et al. CFD/DSMC coupled DEM plume lunar dust simulation technology: CN202410824169.2[P]. 2024-10-22 (李志辉, 张尊, 孔令宣, 等. 一种CFD/DSMC耦合DEM的羽流月尘模拟技术: CN202410824169.2[P]. 2024-10-22).
- [30] FENG Y L, LIU J L, LI R J, et al. Modeling the elastic-plastic contact forces and deformations of nonrotationally symmetric lunar dust particles[J]. Acta Astronautica, 2025, 226: 283-297
- [31] LI R J, CUI Y H, FENG Y L, et al. New mechanical models to study the impact of contact, wear, and adhesion of lunar dust on space materials[J]. International Journal of Applied Mechanics, 2023, 15(4): 2350025
- [32] JIANG M J, SHEN Z F, THORNTON C. Microscopic contact model of lunar regolith for high efficiency discrete element analyses[J]. Computers and Geotechnics, 2013, 54: 104-116
- [33] SUN H, LI D, GAO H Y, et al. Measuring adhesion of microparticles in lunar regolith simulant BHL1000 by centrifugal technique[J]. Planetary and Space Science, 2022, 220: 105535. DOI: 10.1016/j.pss.2022.105535.
- [34] JIN F, XIN H L, ZHANG C H, et al. Probability-based contact algorithm for non-spherical particles in DEM[J]. Powder Technology, 2011, 212(1): 134-144
- [35] BIRD G A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows[M]. Oxford: Oxford University Press, 1994
- [36] WHITE C, BORG M K, SCANLON T J, et al. dsmcFoam+: an OpenFOAM based direct simulation Monte Carlo solver[J]. Computer Physics Communications, 2018, 224: 22-43
- [37] CAO H T, ZOU M, ZHANG W, et al. Morphological observation and mineralogical analysis of basaltic debris from a Chang'e-5 drilled lunar soil sample[J]. Particuology, 2025, 96: 256-263
- [38] PARK J, LIU Y, KIH M K D, et al. Submicron particle size distribution of Apollo 11 lunar dust[C]//Earth & Space 2006: Engineering, Construction, and Operations in Challenging Environment. League City/Houston: American Society of Civil Engineers, 2006: 1-6. DOI: 10.1061/40830(188)27
- [39] BILODEAU G G. Regular pyramid punch problem[J]. Journal of Applied Mechanics, 1992, 59(3): 519-523. DOI: 10.1115/1.2893754.
- [40] LANE J E, METZGER P T, IMMER C D, et al. Lagrangian trajectory modeling of lunar dust particles[C]//Earth & Space 2008: Engineering, Science, Construction, and Operations in Challenging Environments. Long Beach: American Society of Civil Engineers, 2008: 1-9

- [41] TRAN-CONG S, GAY M, MICHAELIDES E E. Drag coefficients of irregularly shaped particles[J]. Powder Technology, 2004, 139(1): 21-32
- [42] CUI Yuhong, WANG Jianshan, XIE Yuxin. Lunar particles interact with engine plume [M]. China Science Press & Media Ltd, 2022 (崔玉红, 王建山, 谢宇新. 月球颗粒与发动机羽流的相互作用[M]. 北京: 科学出版社, 2022).
- [43] Cunningham E. On the velocity of steady fall of spherical particles through fluid medium[J]. Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character, 1910, 83(563): 357-365
- [44] GIDASPOW D. Multiphase Flow and Fluidization: Continuum and Kinetic Theory Descriptions[M]. San Diego: Academic Press, 1994.
- [45] SCHILLER L, NAUMANN A. Über die grundlegenden Berechnungen bei der Schwerkraftaufbereitung[J]. Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, 1933, 77(12): 318-320.
- [46] SOMMERFELD M, LAIN S. Stochastic modelling for capturing the behaviour of irregular-shaped non-spherical particles in confined turbulent flows[J]. Powder Technology, 2018, 332: 253-264
- [47] SLYUTA E N. Physical and mechanical properties of the lunar soil (a review)[J]. Solar System Research, 2014, 48(5): 330-353
- [48] DEWOOLKAR M M, EDWARDS M, WALSH D. Shear strength and stiffness characterization of lunar simulant GRC-3[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2018, 31(4): 04018024
- [49] BHATTACHARYA A, PORWAL A, DHINGRA S, et al. Remote estimation of dielectric permittivity of lunar surface regolith using compact polarimetric synthetic aperture radar data[J]. Advances in Space Research, 2015, 56(11): 2439-2448
- [50] FREEMAN J W, IBRAHIM M. Lunar electric fields, surface potential and associated plasma sheaths[J]. The Moon, 1975, 14(1): 103-114
- [51] CARRIER III W, MITCHELL J K, MAHMOOD A. The nature of lunar soil[J]. Journal of the Soil Mechanics and Foundations Division, 1973, 99(10): 813-832
- [52] FENG Y L, FANG R H, LI R J, et al. Thermoelastoplastic contact and charge characteristics of nonrotationally symmetric lunar dust particles[J]. Powder Technology, 2025, 452: 120599

作者简介



方睿涵 男, 2001 年出生于安徽省, 现为天津大学机械工程学院硕士研究生, 主要从事月尘清除与防护领域的研究。
E-mail: 852099189@qq.com



崔玉红 女, 1968 年出生于天津市, 现为天津大学机械工程学院教授, 主要从事空间力学和生物力学方向的研究, 本文通信作者。E-mail: yhcui@tju.edu.cn