

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING 中文核心期刊 中国科技核心期刊

一种基于直流式风洞的火星尘暴模拟装置

刘琛 王芳 李丽芳 周文 王振果 闫继宏 吴宜勇

Design of a Martian dust storm simulator based on open return wind tunnel

LIU Chen, WANG Fang, LI Lifang, ZHOU Wen, WANG Zhenguo, YAN Jihong, WU Yiyong

在线阅读 View online: https://doi.org/10.12126/see.2023118

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

火星车有风热平衡试验环境模拟技术

Thermal environment simulation technology of Mars rover wind thermal balance test 航天器环境工程. 2019, 36(6): 594–600 https://doi.org/10.12126/see.2019.06.010

充气式再入与减速系统用柔性热防护材料高焓风洞试验研究

High enthalpy wind tunnel test of flexible thermal protection system for inflatable reentry and descent vehicle 航天器环境工程. 2020, 37(2): 184–190 https://doi.org/10.12126/see.2020.02.014

火星车低气压无风热环境模拟试验技术

Low-pressure thermal environmental simulation test technology for Mars rover model under wind-free condition 航天器环境工程. 2018, 35(4): 382-387 https://doi.org/10.12126/see.2018.04.013

微小型热层大气风场仪能量分析器设计优化

Design optimization of energy analyser of miniature thermosphere wind sensor 航天器环境工程. 2020, 37(1): 54-59 https://doi.org/10.12126/see.2020.01.009

高超声速飞行器主动气膜冷却热防护数值仿真研究

Numerical simulation of hypersonic vehicle thermal protection with active film cooling 航天器环境工程. 2017, 34(2): 132–137 https://doi.org/10.12126/see.2017.02.004

火星表面大气环境下热球风速仪的对流换热模型及试验验证

The heat transfer model of hot-bulb anemometer in Martian atmospheric environment and corresponding test validation 航天器环境工程. 2018, 35(5): 420-424 https://doi.org/10.12126/see.2018.05.003

Vol. 41, No. 2 123

https://www.seejournal.cn

E-mail: htqhjgc@126.com

Tel: (010)68116407, 68116408, 68116544

一种基于直流式风洞的火星尘暴模拟装置

刘琛¹,王芳¹,李丽芳¹,周文²,王振果²,闫继宏^{1*},吴宜勇¹

(1.哈尔滨工业大学 空间环境与物质科学研究院;2.中国航空工业空气动力研究院:哈尔滨 150001)

摘要:为了研究火星表面尘暴环境对探测器及人类活动的影响,研制了一种基于低密度直流式风洞

摘要:为了研究火生衣面生泰环境对抹测器及入突活动的影响,研制了一种基于低密度直流式风洞的火星尘暴环境模拟装置:采用超声速引射器作为风洞动力源,结合具备多工况动态调节能力的大抽气量真空系统,实现了引射气量精准调控,可模拟100~1500 Pa 低气压下的 5~100 m/s 大跨度风速;针对低气压下沙尘浓度难以精确控制的问题,采用振动式喂料、逆向螺旋式喷嘴设计以及大周期滞后串级调节方式,实现了 0.1~1 g/m³ 的沙尘浓度精确控制。该装置可用于研究火星尘暴环境对材料和机构的影响,同时还可用于火星气动力研究。

关键词: 直流式风洞; 超声速引射器; 大跨度风速; 沙尘浓度; 流场模拟 中图分类号: V416.8; V524.3 文献标志码: A 文章编号: 1673-1379(2024)02-0123-06 DOI: 10.12126/see.2023118

Design of a Martian dust storm simulator based on open return wind tunnel

LIU Chen¹, WANG Fang¹, LI Lifang¹, ZHOU Wen², WANG Zhenguo², YAN Jihong^{1*}, WU Yiyong¹
 (1. School of Space Environment and Matter Science, Harbin Institute of Technology;
 2. AVIC Aerodynamics Research Institute: Harbin 150001, China)

Abstract: In order to investigate the impact of the Martian surface dust storm environment on probes and human activities, a Martian dust storm simulator based on a low-density open return wind tunnel was developed. A supersonic ejector was used as the power source of the wind tunnel, combined with a high volume pumping system with dynamic regulation capability for multiple working conditions. The accurate control of the injected air volume was achieved, and a simulation for large-span wind speed of 5 m/s to100 m/s under low pressure of 100 Pa to1500 Pa was realized. In response to the difficulty of the accurate controll of the dust concentration under low pressure, vibration feeding, reverse spiral nozzle design, and large period lag cascade regulation method were adopted for adjusting the dust concentration from 0.1 g/m³ to 1 g/m³. The simulator may be applied for studying the influence of Martian dust storm on materials and mechanisms, as well as for research of Martian aerodynamics.

Keywords: open return wind tunnel; supersonic injector; large-span wind speed; dust concentration; flow field simulation

收稿日期: 2023-07-29; 修回日期: 2024-03-16

引用格式:刘琛,王芳,李丽芳,等. 一种基于直流式风洞的火星尘暴模拟装置[J]. 航天器环境工程, 2024, 41(2): 123-128 LIU C, WANG F, LI L F, et al. Design of a Martian dust storm simulator based on open return wind tunnel[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2024, 41(2): 123-128

0 引言

深空探测是人类未来航天活动的热点发展方向之一。未来的载人登月/火星探测活动,其任务规模将越来越大,任务周期将越来越长。为了保证 火星探测任务的顺利完成,须研究火星表面尘暴 环境对探测器及人类活动的影响。火星低密度风 洞的建设对于临近空间和深空领域的探测,尤其 是火星探测任务的实施具有重要意义^[1]。20世纪 80年代以来,美国、欧洲和日本相继建造了火星 风洞,用于火星表面尘暴环境的模拟实验,以及 理论分析和数值预测方法的验证。而我国在亚声 速低密度风洞领域尚处空白状态。

火星上的平均风速为 6~8 m/s, 尘暴风速可达 100 m/s; 其表面温度白天最高可达 28 ℃, 夜晚降低 到-132 ℃; 其重力值为地球的 40%, 表面平均气压 仅为 700 Pa。因此火星环境模拟的主要技术难点在 于 要 同时 满 足: 1) 风速 为 5~100 m/s; 2) 低压 100~1500 Pa; 3) 低温为-130~30 ℃; 4) 周期性沙 尘暴^[2-4]。

国外的火星风洞主要有美国 NASA Ames 中心 的 MARSWIT(Mars Surface WInd Tunnel)、日本东 北大学的 MWT(Mars Wind Tunnel)、丹麦 Aarhus 大学的小型火星风洞^[5-6]。MARSWIT 是一座直流 式边界层低密度风洞,采用高压空气引射的驱动方 式,其总长13m,体积为4058m³,试验段截面尺寸 为 1.2 m×0.9 m; 工作气体为空气和二氧化碳, 在工 作压力 500 Pa 时风速可达 180 m/s; 目前已开展的 工作包括火星尘暴环境下太空服耐压评估试验、探 测器表面沙尘的聚集和吹除行为等^[7-8]。2007年建 造的 MWT 直流式低密度火星风洞采用引射器作 为动力源, 总长 3.49 m, 试验段尺寸为 0.1 m×0.15 m× 0.4 m; 工作气体为空气和二氧化碳, 工作压力为 1~20 kPa, 工作气体温度为 200~300 K, 雷诺数范 围 104~105, 马赫数最高为 0.71, 湍流度 < 0.5%; 主要开展火星飞机的低雷诺数翼型试验^[9-10]。丹麦 Aarhus 大学于 2000 年在火星模拟实验室建造的小 型火星风洞采用风扇抽吸作为动力源,其尺寸为 气体组分和可见 UV 光; 2009 年, 在欧盟和欧空局

的资助下建造了尺寸更大的火星风洞,同样采用风 扇抽吸方式,风扇直径 1.8 m,试验段截面尺寸为 2 m×1 m,可实现风速 1~20 m/s,气流可以通过液 氮冷却至-120 ℃ 或通过电加热器加热^[11-12]。上述 火星风洞中,MARSWIT 和 Aarhus 大学的风洞可 以同时模拟气压、风速和沙尘环境,但是都无法实 现 700 Pa 以下的低气压环境以及沙尘浓度的精确 调控。

本文基于低密度直流引射式风洞原理提出一 种火星尘暴环境模拟装置的设计,重点研究在小于 700 Pa的低气压环境下大跨度风速和沙尘浓度调 控的实现手段。

1 火星风洞设计原理

火星风洞的设计要求在保持容器内稳定的低 气压环境下实现大跨度风速和稳定的沙尘浓度场。 具体技术指标为:1)低气压 100~1500 Pa;2)风速 5~100 m/s;3)沙尘粒径 1~100 μm;4)沙尘浓度 0.1~1 g/m³。

基于此,首先要解决的是风洞动力问题。常规 风洞一般采用风扇作为动力源,然而在低气压低密 度环境下,风扇无法形成有效的动压,风速很难突 破 30 m/s,并伴有动密封和低压散热等难题。本设 计根据直流引射式风洞原理,采用超声速引射器作 为风洞动力源,以形成较高的风速;引射器巨大的 进气量要求真空系统具备大抽气量以及多工况动 态调节能力,能及时将引射进舱内的气体排出,保 持容器内气压稳定在设定值;为了保证多工况下的 风速稳定性,需要对引射器进气量进行精准调控。 设计的火星尘暴模拟装置由容器系统、风速模拟系 统、沙尘系统、样品支撑系统、真空系统和 CO2 气 源系统组成(如图1所示),其中:容器系统为卧式 结构,可为风洞提供环境模拟所需的低气压空间: 风速模拟系统是火星风洞的核心设备,主要由风洞 洞体和超声速引射器等组成:沙尘系统利用高压气 体对沙尘进行抽吸和输送,控制试验段的沙尘浓 度;样品支撑系统用来实现对样品的支撑、固定,以 及力和力矩的测量;真空系统用于维持试验过程中 容器内的稳定低压; CO, 气源系统提供试验所需的 CO₂气体。



Fig. 1 Components of the Martian dust storm simulator

2 火星尘暴模拟装置流场模拟

为了校核火星尘暴模拟装置的风洞试验段在 工作状态下的流场品质,分析其风速和沙尘分布特 性,针对容器内风速场和沙尘场分布进行了计算流 体力学(CFD)模拟计算。火星风洞在工作状态下, 沙尘流场为气固两相流动。真空容器内为低真空环 境,气体特性符合连续性流体假设,数值模拟采用 雷诺平均(RANS)算法。沙尘喷洒采用可变形部件 模型(DPM)方法进行模拟,连续相为 CO₂ 气体,离 散相为红黏土颗粒。数值模拟中湍流模型采用 *k-ε* 模型,引射器进口采用压力入口条件,沙尘喷嘴进 口使用速度入口边界条件,真空容器出口采用压力 出口条件。

1)风速场

图 2 为压力 700 Pa、风速 50 m/s 时的试验段流 场分布。可以看到:试验段的压力场分布较为对称;速度场分布受喷嘴管路影响较大,在截面中心 线下半部分有低速区;下游速度周向分布较为 均匀,压力中心总体在截面中心;边界层厚度约为 1 mm。

2)沙尘场

试验中沙尘粒子分布特性用粒子轨迹图显示。 压力 700 Pa、风速 70 m/s 时沙尘粒子速度分布如 图 3 所示。需要明确的是,图中的粒子非实际流场 中的真实沙尘粒子,而是经过特征提取的粒子微 团,其显示出的粒子空间密度和分布位置是基于真 实沙尘粒子分布特征的统计结果;特征粒子用速度 值染色,即粒子颜色代表粒子速度。由图可见,试 验段主流粒子速度约为 70 m/s,表明沙尘粒子的风 速跟随性较好。







- 图 2 压力 700 Pa、风速 50 m/s 时的火星尘暴模拟装置试 验段流场分布
- Fig. 2 Flow field distributions in the Martian dust storm simulator test section under pressure of 700 Pa and wind speed of 50 m/s



- 图 3 压力 700 Pa、风速 70 m/s 时火星尘暴模拟装置试验 段沙尘粒子速度分布
- Fig. 3 Dust velocity distributions in the Martian dust storm simulator test section under pressure of 700 Pa and wind speed of 70 m/s

3 火星尘暴模拟装置重要系统介绍

依据上述设计原理及仿真计算,研制了火星尘 暴模拟装置,如图 4 所示。本节详细介绍真中最重 要的 3 个系统。



图 4 火星尘暴模拟装置 Fig. 4 The Martian dust storm simulator

3.1 风速模拟系统

风速模拟系统包括风洞洞体、超声速引射器、 稳定气源、阀门、管路系统及测量仪表。

1)风洞洞体

风洞洞体的气动轮廓设计如图 5 所示,由收集器、稳定段、收缩段、试验段、第一扩散段、引射器段和第二扩散段组成。其中:试验段部分为放置样品的工作区,横截面尺寸 210 mm×210 mm,上下壁面设置扩散角 0.5°以改善边界层产生的轴向静压梯度;试验段顶部和侧面预留激光入射窗口,可使用粒子成像速度仪(particle image velocimetry, PIV)进行流场分析。





超声速引射器是风洞的动力源,位于试验段下游,前后分别连接第一扩散段的出口和第二扩散段的入口。引射器由压力室和引射喷嘴等组成(如图6所示)。压力室为引射喷嘴提供稳定的压力,

保证所有引射喷嘴出口的气流状态一致。81个引 射喷嘴呈 9×9 矩形分布,经引射喷嘴形成低气压的 裹携气体进入试验段,通过调节供气压力可控制试 验段的有效风速。



Fig. 6 Structure of the supersonic injector

3.2 沙尘系统

沙尘系统由喂料机构、流量秤、喷射器以及螺 旋式喷嘴等组成(如图7所示)。压力可调的CO₂ 高压气体裹携着沙尘形成的气-固混合体以一定速 度通过输送管道进入风洞内,随后通过螺旋式喷嘴 喷出,在来流风场气流的带动和吹散作用下,沙尘 颗粒经由布朗运动扩散到气流空间,形成稳定均匀 的沙尘场。沙尘系统的核心问题是如何在低气压下 实现沙尘浓度的稳定控制。



图 7 沙尘系统示意 Fig. 7 Schematic of the dust system

沙尘浓度取决于沙尘进料量的精确控制和沙 尘粒子的风速跟随性,最低要求为 0.1 g/m³。沙尘 粒径越小,产生静电越大,在沙尘输送及喂料过程 中极易产生黏壁现象,导致沙尘的输送量难以精准 控制;此外,沙尘输送进舱后,由于受到重力作用, 将跟随风速作抛物线沉降运动。因此,为维持试验 段内的沙尘浓度稳定,需要对沙尘喷嘴进行特殊设计,使沙尘在试验段内尽量少沉降。另一方面,由于沙尘浓度场具有显著的惯性滞后特性,所以需要改进控制方式以实现沙尘浓度的快速精准调控。为解决上述技术难题,该设备集成了振动式喂料器、逆向螺旋式喷嘴以及大周期滞后串级调节方式。其中,振动式喂料器采用双肢体定向强迫振动,在特定方向做简谐振动。由于振动频率较高,物料被抛起的高度较低,所以在料槽内的物料能够像流水一样均匀且连续地向前流动,同时还能减小静电吸附作用。测试结果表明,沙尘系统的最小输送量为0.55 kg/h,可以满足 0.1 g/m³的极低沙尘浓度要求。

3.3 样品支撑系统

样品支撑系统由支撑座、回转台、天平、堵盖 等组成,如图 8 所示。回转台用于改变试验件角 度,角度调节范围-180°~180°。堵盖的作用是防止 沙尘侵入天平和电机内,确保系统的稳定运行。天 平采用五分量杆式应变设计,中段尺寸为 ø32 mm× 80 mm(长);两端通过法兰分别与模型和支撑杆相 连接,其中支撑端法兰直径为 50 mm,模型端法兰 直径为 44 mm。天平结构采用柱梁式,能够测量 z 向升力、x 向阻力、俯仰力矩 M_y、滚转力矩 M_x 和 偏航力矩 M_z 这 5 个关键分量。



图 8 样品支撑系统示意 Fig. 8 Schematic of the sample support system

4 测试结果分析

分别采用 100 μm 的 SiO₂ 粉体、10 μm 的 SiO₂ 粉体和 1~10 μm 的模拟火星壤进行风速和沙尘浓 度测试,其中,模拟火星壤为中国科学院地球化学 研究所研制的 JMSS-1 模拟火星壤^[11]。

3 种典型工况(如表 1 所示)下的测试结果如 图 9 所示。结果表明:工况 1 的风速平均值为 98 m/s, 沙尘浓度平均值为 1023 mg/m³;工况 2 的风速平均 值为101 m/s,沙尘浓度平均值为497 mg/m³;工况3 的风速平均值105 m/s,沙尘浓度平均值104 mg/m³。 这说明3种工况下的风速和沙尘浓度均可以达到 预定值,且波动范围符合设计要求。



Table 1 Typical test conditions of the Martian dust storm simulator

工况	气压/Pa	风速/(m·s ⁻¹)	沙尘浓度/(g·m-3)	粒径/µm
1	1500	100	1	100
2	700	100	0.5	10
3	100	100	0.1	$1 \sim 10$



5 结束语

为研究火星尘暴环境对探测器及人类活动的 影响,研制了一种基于直流式风洞的火星尘暴模拟 装置。针对低气压环境下难以实现较高风速的问 题,采用超声速引射器进行引射气量调节,大大提 高了引射效率,降低了风速的动态调整响应时间; 同时配合大抽气量真空泵组以及基于不同风速工 况流量的前馈调节方式,实现了低气压大气量的稳 压平衡,解决了提高引射器效率、精准调控引射气 量以及多工况动态调节抽气量的技术难题,在极低 气压下实现了大跨度风速的模拟。此外,针对低气 压下沙尘粒子风速跟随性差的问题,采用振动式喂 料原理及逆向螺旋式喷嘴设计,配合大周期滞后串 级调节方式,借助来流风场气流的裹携和吹散作用 以及沙尘颗粒的布朗运动,构建稳定均匀的沙尘 场,实现了低气压下 0.1~1 g/m³沙尘浓度的精确 动态调节。

为了验证装置的模拟效果,我们进行了数值仿 真计算和实地测试。数值仿真结果揭示了不同气压 下风速和沙尘的流场分布,与测试结果展现出良好 的一致性。测试结果表明,应用该装置可实现对火 星表面的尘暴环境的地面模拟,为后续相关研究提 供了有力的实验基础保障。

参考文献(References)

- 孙丽琳,秦国泰,朱光武.火星尘埃与探测[J].北京航空 航天大学学报, 2012, 38(1): 28-32
 SUN L L, QIN G T, ZHU G W. Characteristic and detection of Mars dust[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics. 2012, 38(1): 28-32
 赵志萍,赵阳东.火星表面环境分析[J]. 沈阳航空航天大
- [2] とぶ汗, 医ロホ. 八生衣面外残力が[J]. 化内加上加入人 学学报, 2014, 31(2): 28-31 ZHAO Z P, ZHAO Y D. Analysis on the Mars surface environment[J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2014, 31(2): 28-31
- [3] 张永生, 郎卫东. 亚声速低密度风洞的现状和发展[J]. 航 天器环境工程, 2013, 30(6): 675-679
 ZHANG Y S, LANG W D. Current status and development of subsonic low-density wind tunnels[J].
 Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(6): 675-679
- [4] 刘琛,李勇,周文,等.模拟月/火星壤的原位成型技术研究进展[J].材料导报,2022,36(22):14-20
 LIU C, LI Y, ZHOU W, et al. In-situ forming technology

of lunar/Martian soil simulant[J]. Materials Reports, 2022, 36(22): 14-20

- [5] 刘琛,周文,李丽芳,等.一种火星尘暴环境模拟装置: CN116813357B[P].哈尔滨工业大学,2022-05-31
- [6] 战培国. 国外火星风洞及火星环境风工程研究[J]. 环境 科学与技术, 2014, 37(增刊 2): 206-209
 ZHAN P G. Review of Mars wind tunnel and aeolian process experiments[J]. Environmental Science & Technology, 2014, 37(Sup 2): 206-209
- [7] WHITE B R, BENZIT M. Wind-tunnel measurements of the coefficient of restitution and kinetic energy of quartz sand for Mars and Earth impacting on a basalt rock with numerical simulation[C] // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA, 2006: 1-10
- [8] GAIER J R, LEÓN P G. Preliminary testing of a pressurized space suit and candidate fabrics under simulated Mars dust storm and dust devil conditions[C] // 40th International Conference on Environmental Systems. Reno, NV, USA, 2006: 1-10
- [9] ANYOJI M, NAGAI H, ASAI K. Development of lowdensity wind tunnel to simulate atmospheric flight on Mars[C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, FL, USA, 2009: 1-9
- [10] ANYOJI M, IDA S, NOSE K, et al. Characteristics of the Mars wind tunnel at Tohoku University in CO₂ operation mode[C]//48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, FL, USA, 2010: 1-9
- [11] WILSON C F, CAMILLETTI A L, CALCUTT S B, et al. A wind tunnel for the calibration of Mars wind sensors[J]. Planetary and Space Science, 2008, 56: 1532-541
- [12] MERRISON J P, BECHTOLD H, GUNNLAUGSSON H, et al. An environmental simulation wind tunnel for studying aeolian transport on Mars[J]. Planetary and Space Science, 2008, 56: 426-437

(编辑:许京媛)

—作简介:刘 琛,副研究员,主要从事火星尘暴环境模拟效应研究。 *通信作者:闫继宏,教授,主要从事空间环境模拟研究。