

类火星环境中火箭起降过程喷流影响研究

林晓辉¹, 秦 瞳², 李宗儒¹, 杜 涛², 许常悦¹

(1. 南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016;
2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 采用尺度自适应模拟 (Scale Adaptive Simulation, SAS) 方法对火箭在起降过程中喷流的地面效应进行了数值研究, 对比分析了在海平面和类火星环境下的喷流冲击倾斜地面和水平地面时的流场结构以及喷管的侧向载荷。在海平面环境下, 喷管内部出现流动分离, 喷管内壁压力先减小, 在分离点处压力达到最低点, 然后压力增加至环境压力。喷流冲击倾斜地面时具有更强烈的流动不稳定性, 喷流出现明显的时间演化现象。在类火星环境下, 喷管内部不发生流动分离, 内壁的压力沿着流向逐渐减小。喷流冲击倾斜地面时, 在喷管出口的外侧形成了上下移动的马赫盘; 喷流冲击水平地面时, 喷流和地面反弹气流相互作用, 阻碍了马赫盘的形成。研究结果还表明在类火星环境和海平面环境下, 喷流冲击倾斜地面时喷管内壁温度均上升。研究结果将为火箭回收和火星着陆的方案选取提供参考。

关键词: 超声速喷流; 壁面效应; 火星着陆; 尺度自适应模拟

中图分类号: V438

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 06-0012-12

Investigations on the Impact of the Jet Flow During Rocket Take-Off and Landing in the Martian-Like Atmosphere

LIN Xiaohui¹, QIN Tong², LI Zongru¹, DU Tao², XU Changyue¹

(1. Key Laboratory of Aircraft Control and Life Support of the Ministry of Industry and Information Technology, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: In the present work, the wall effect of the jet flow was investigated using the SAS (Scale Adaptive Simulation) method during the rocket take-off and landing. The flow structure and the side loads were analyzed and compared as the jet flow impinging on the horizontal and inclined wall at sea level and Martian-like atmosphere, respectively. Flow separation occurs inside the nozzle at sea level, and the pressure decreases to a minimum at the separation point, then increases to the ambient pressure. The flow instability is stronger with obvious temporal evolutions when the jet flow impinges on the inclined wall. In a Martian-like atmosphere, no separation occurs inside the nozzle, and the pressure on the inner wall of the nozzle gradually decreases along the direction of the jet flow. As the jet flow impinges on the inclined wall, the Mach disk, which moves up and down along the flow, appears downstream of the nozzle exit. As the jet flow impinges on the horizontal wall, the interaction between the jet flow and the reflected flow limits the formation of the

收稿日期: 2023-09-15; 修订日期: 2023-11-01

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (12172172); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 林晓辉 (1996-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为高速湍流数值模拟及流动控制。

通信作者简介: 秦瞳 (1983-) 男, 博士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭设计。

许常悦 (1981-) 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为可压缩湍流数值模拟。

Mach disk. The results indicated that the temperature increases when the jet flow impinges on the inclined wall. The present findings could guide the future project of reusable rockets and Mars landings.

Key words: Supersonic-impinging jet; Wall effect; Mars landing; Scale adaptive simulation

0 引言

SpaceX 公司于 2015 年成功发射的可重复使用火箭引起了广泛关注, 与之相关的超声速减速推进^[1-2]、气动面设计^[3]、发动机喷流特性^[4-6]等研究方向也成为热点。其中, 与发动机喷流特性相关的研究对火箭发动机的设计及火箭回收等具有重要的参考价值。在过度膨胀的发动机喷管中, 流动在喷管壁面出现分离, 导致不对称的侧向载荷, 这可能会损毁喷管, 因此预测喷管内部流动分离点是试验和数值研究的重点^[7]。Nguyen 等^[8-9]通过试验测量了处于过度膨胀状态的钟形喷管壁面压力。他们观察到自由冲击分离 (Free Shock Separation, FSS) 和受限冲击分离 (Restricted Shock Separation, RSS) 以及 FSS-RSS 转换状态。他们还观察到在 FSS 状态下分离线具有不稳定性, 在 RSS 状态下, 喷管的出口存在端部效应。Deck 等^[10-11]对火箭喷管出口处不对称和不稳定分离流动引起的侧向载荷进行了数值研究, 研究发现出口的流动不稳定性诱发了大幅度的低频侧向载荷。在 FSS 状态, 不稳定性来自超声速射流和环境空气相互作用导致的绝对不稳定性。为了研究 RSS 状态的流动特性, Deck^[12]使用延迟分离涡模拟 (Delayed Detached Eddy Simulation, DDES) 方法对过度膨胀喷管中的流动进行了数值仿真。研究结果表明在 RSS 状态及特定的压力下, 当流动再附着在出口的时候, 流动会呈现强烈全局不稳定性。

有关火箭喷管流动特性的研究主要集中在对不同喷管压力比 (Nozzle Pressure Ratio, NPR) 下 FSS 流态和 RSS 流态的机理分析, 对于大压力比下喷流的地面效应的相关研究较少。火箭着陆过程中喷流冲击地面会导致复杂的湍流现象, 激波、剪切层和边界层存在强烈的相互作用, 随着着陆距离缩短, 这种湍流效应更加明显^[12-13]。对火箭喷流冲击地面这一过程开展试验的成本巨大且很难获得准确的数据, 因此在相关研究中计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 占据了主导地位。如 Deck 等^[10-11]的数值研究对

Nguyen 等的试验结果进行了补充, 进一步阐释了喷管内部侧向载荷的来源。Tsutsumi 等^[14]为了解第一级火箭发动机布局对发射台内部流场的影响, 对 H3 运载火箭进行了数值分析, 研究发现来自相邻发动机的射流在撞击发射台后导致上游方向的侧向射流反转。

超声速喷流冲击地面的流动特性对火箭着陆具有重要的工程指导意义, 在作者已知的公开文献中, 相关的研究仍然较少。我们之前的研究基于稳态数值仿真结果, 对火箭着陆过程中喷管的布局 and 离地高度的影响展开了分析, 发现火箭喷流冲击地面具有明显的非定常特性^[15]。为了进一步对火箭喷流地面效应的作用机理进行分析, 本文采用尺度自适应模拟 (Scale Adaptive Simulation, SAS) 方法对火箭喷流展开了非定常数值仿真。本文重点关注了在海平面环境和类火星环境中单个喷管内部的流场结构以及喷流和地面的相互作用。相关的研究成果对火星着陆具有一定的指导意义。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

本文采用基于 SST 两方程湍流模型的 SAS 方法对喷流冲击地面的非定常特性进行研究。SAS 方法是一种改进的瞬态雷诺应力时均 (Unsteady Reynolds Average Navier-Stokes, URANS) 方法, 可以动态调整解析尺度, 该方法已经成功应用于许多高速可压缩流动问题, 适合在不稳定流动条件下解析湍流。SAS 方法本质上仍是一种 URANS 方法, 因此其控制方程仍为 Navier-Stokes (N-S) 方程组, 在笛卡尔坐标系下可压缩 SAS 方法的控制方程如下

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial \tau_{ij}^T}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial[(\rho E + p)u_i]}{\partial x_i} = \frac{\partial[u_j(\tau_{ij} + \tau_{ij}^T)]}{\partial x_i} - \frac{\partial(q_i + q_i^T)}{\partial x_i} \quad (3)$$

式中, ρ , u_i , p 和 E 分别代表流体的密度、速度分量、压力和总能; τ_{ij} 为分子黏性应力张量; τ_{ij}^T 为湍流应力张量; q_i 和 q_i^T 为层流和湍流热通量项。

这里建立的 SST-SAS 模型为

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k) = G_k - \rho c_\mu k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (4)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \omega) = \alpha \frac{\omega}{k} G_k - \rho \beta \omega^2 + Q_{SAS} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + (1 - F_1) \frac{2\rho}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (5)$$

为了实现 SAS 的计算, 需要在涡量密度方程 (5) 中添加 SAS 源项 Q_{SAS}

$$Q_{SAS} = \max \left[\begin{array}{l} \rho \eta_2 \kappa S^2 \left(\frac{L}{L_{vk}} \right)^2 \\ -C \times \frac{2\rho k}{\sigma_\phi} \max \left(\frac{1}{\omega^2} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, \frac{1}{k^2} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right), 0 \end{array} \right] \quad (6)$$

以上各式中的参数信息详见参考文献 [16]。

1.2 计算细节

计算物理模型采用德国航空航天中心设计的轴对称喷管, 如图 1 所示。相关研究人员利用该喷管进行大量的试验, 积累了较多的试验数据, 被广泛用于数值计算的验证^[8,10,12-13], 详细参数见表 1。

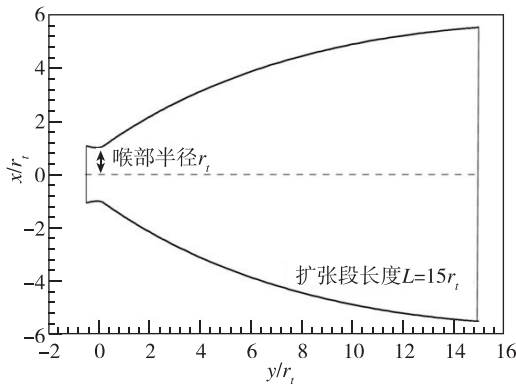


图 1 火箭发动机喷管轮廓

Fig. 1 The contours of the engine nozzle

本文采用的计算域如图 2 所示。外流场计算域直径为 $10D$ (D 为火箭喷管出口直径), 喷管出口到地面的距离为 $2D$, 地面倾斜角 $\alpha = 4^\circ$ 。当喷流冲击水平地面时 $\alpha = 0^\circ$, 其他条件和喷流冲击倾斜

表 1 喷管设计参数

Tab. 1 The design parameters of the nozzle

参数	数值
火箭喉部直径 r_t/m	0.013 62
纵向喉道直径	$r_t/2$
最大轮廓角 / ($^\circ$)	34
出口轮廓角 / ($^\circ$)	4
出口面积比 ϵ	30.32
扩张段长度 L	$15r_t$

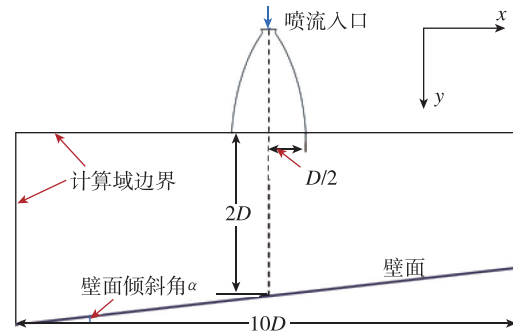


图 2 计算域示意图

Fig. 2 Diagram of computational region

地面时保持一致。

如图 3 所示, 喷管内部流动采用结构网格进行计算, 在喷管内壁和喷流冲击壁面区域局部加密。喷管内壁面的第一层网格高度为 $10^{-6} r_t$, 底部喷流的第一层网格高度为 $10^{-4} r_t$, 计算网格总数为 990 万。

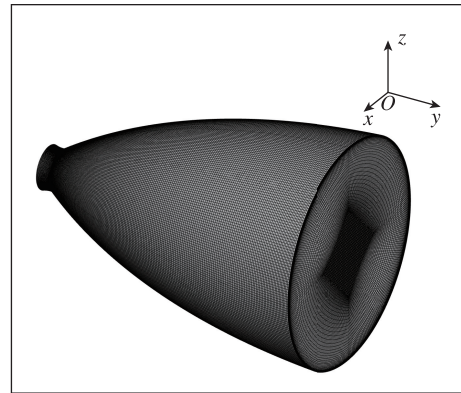


图 3 喷管的 O 形网格

Fig. 3 O-type grid of the nozzle

1.3 算法验证

为了验证本文采用的 SAS 方法的正确性, 将计算结果和文献 [8-9] 的实验结果进行对比。如图 4 所示, 喷管壁面的无量纲压力 p_w/p_a 实验结

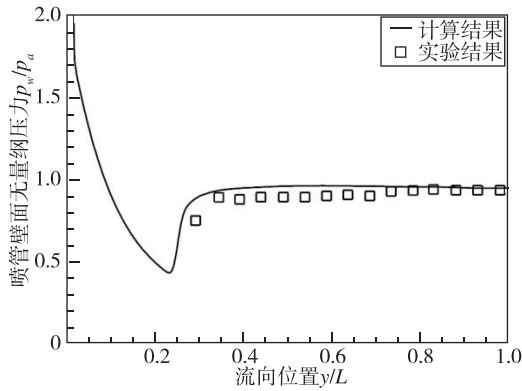


图 4 喷管壁面的无量纲压力 p_w/p_a 对比
Fig. 4 Non-dimensional pressure (p_w/p_a) comparison of the nozzle wall

果和 SAS 计算结果一致性较好。需要说明的是，由于缺乏流动分离前的公开实验数据，当流向位置 $y/L < 0.24$ 的时候，本文的计算结果和 Lijo 等^[17]的计算结果具有相似的流场结构。URANS 和大涡模拟 (Large Eddy Simulation, LES) 等 CFD 方法在低环境压力的应用在近年来得到了发展，其准确性和适用性被一些公开文献证实^[18-20]。本文涉及的在火星环境下的喷流压比较大，试验难度较高。通过对比文献^[21]、文献^[22]的数值结果发现，

SAS 计算结果和通过差分求解 N-S 方程与直接模拟蒙特卡罗 (DSMC) 耦合方法的研究结果在当前类火星环境下具有相似的流场结构。综上所述，SAS 方法能够满足准确性要求。

2 计算结果与分析

2.1 海平面环境下地面倾斜度的影响

火箭着陆时面临复杂的地势环境，当火箭发动机喷管和地面的距离较小时，喷流和地面之间存在复杂的相互作用，在之前的研究已经进行了初步探索^[15]。当前工作研究了离地高度为 $2D$ 时，喷流冲击地面的流场特性。当 $NPR = 19$ 时，喷管内部为 FSS 状态，即流动在喷管内部出现分离，在喷管内形成了马赫盘。喷流形成马赫盘后沿着流向向下游流动，直至喷流冲击地面，沿着径向流出。如图 5 所示，喷流冲击水平地面后在马赫盘的正下方形成了一个回流区，回流区的几何结构随时间发生变化，这说明喷流冲击地面的过程具有显著的非定常效应。如图 6 所示，喷流冲击倾斜地面后的流动速度出现明显的时间演化现象，喷流和地面形成的回流区出现更明显的变化，这说明喷流冲击倾斜地面后具有更强烈的流动不稳定性。

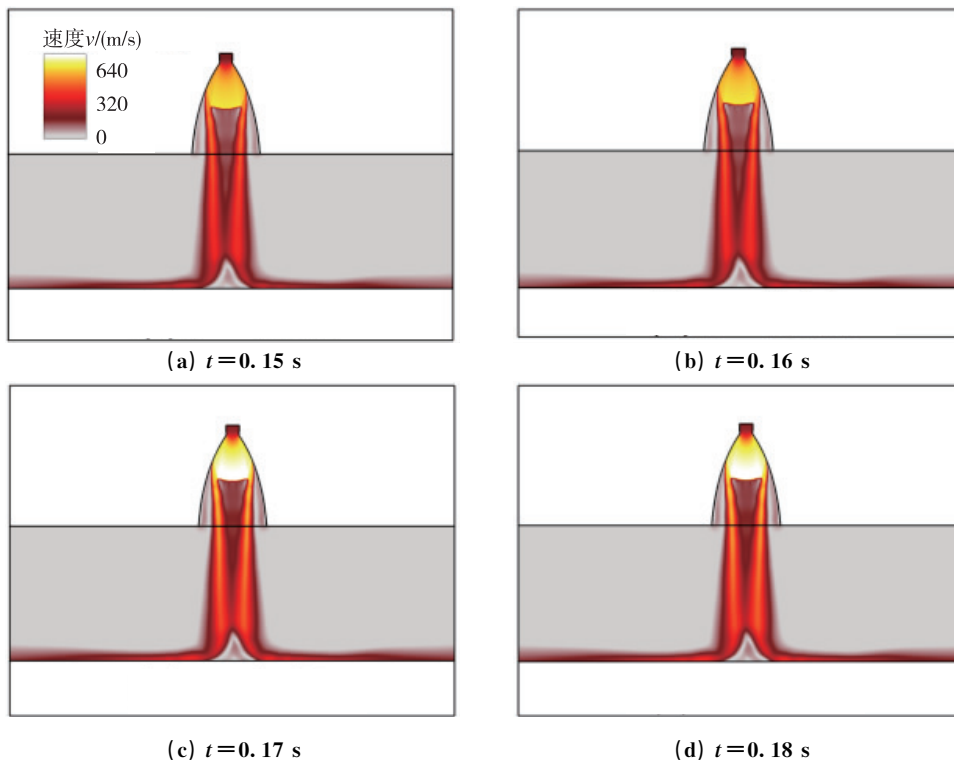


图 5 海平面环境下喷流冲击水平地面时对称截面的速度分布

Fig. 5 Velocity distribution of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the horizontal wall at sea level

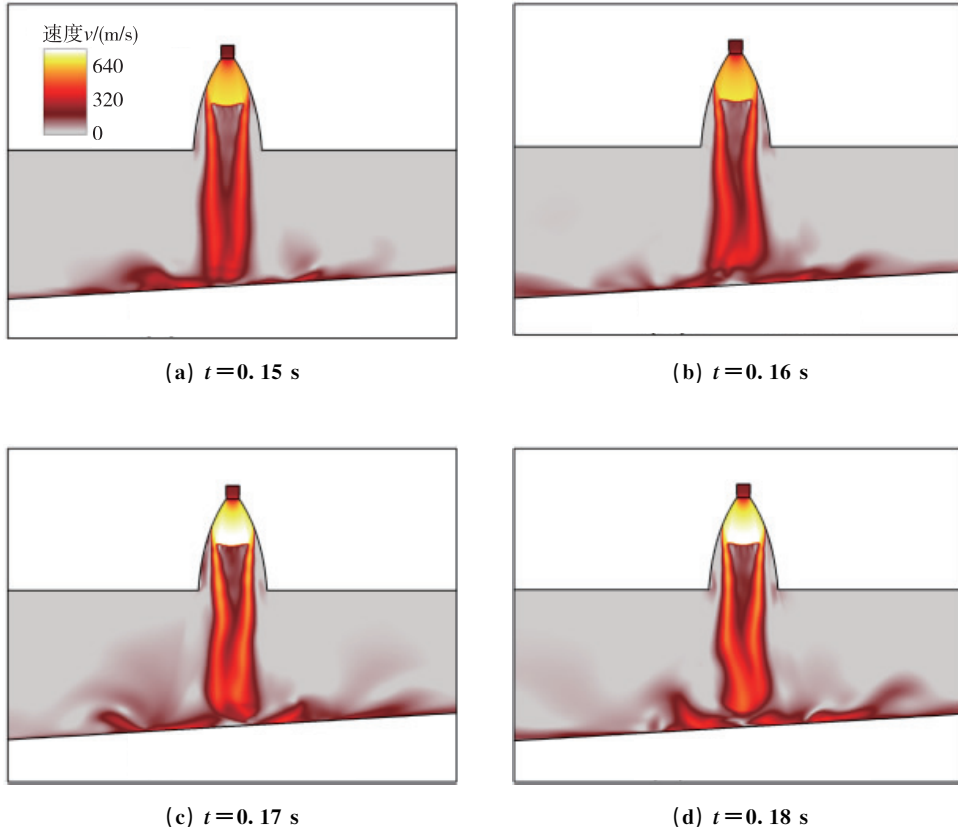
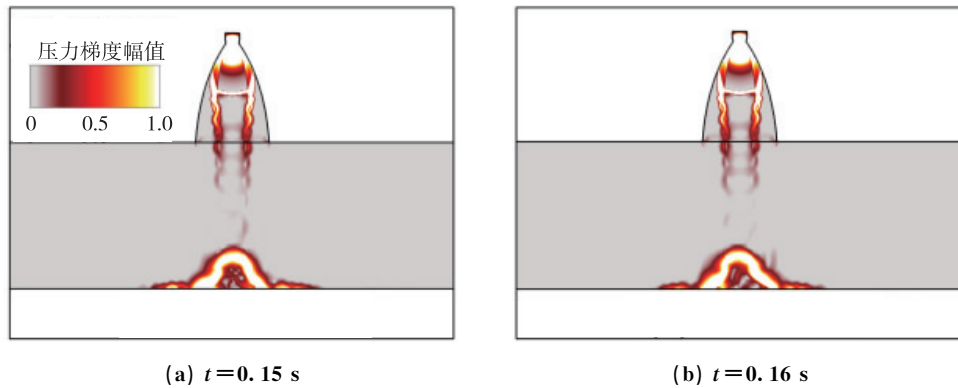


图 6 海平面环境下喷流冲击倾斜地面时对称截面的速度分布

Fig. 6 Velocity distribution of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the inclined wall at sea level

对喷流冲击倾斜地面和水平地面的流动机理展开分析，图 7 和图 8 给出了对称截面上的压力梯度幅值分布。在两种工况下，喷管内部均形成了交替分布的、螺旋状的压力梯度分布。在喉部位置和马赫盘位置，压力变化最为明显。当喷流冲击水平地面时，喷管出口的压力变化基本一致；当喷流冲击倾斜地面时，喷管出口及其下游的压力受到了扰动，

交替分布的压力梯度被破坏。对比图 7 和图 8，可以发现在图 7 中喷流冲击水平地面的区域形成了一个稳定的半环状高压力梯度区域，该区域内的压力变化较大。从图 8 可以看出，喷流冲击倾斜地面后，外圈的稳定环状结构被破坏，引起部分回流，进而导致喷管的侧向载荷发生变化。



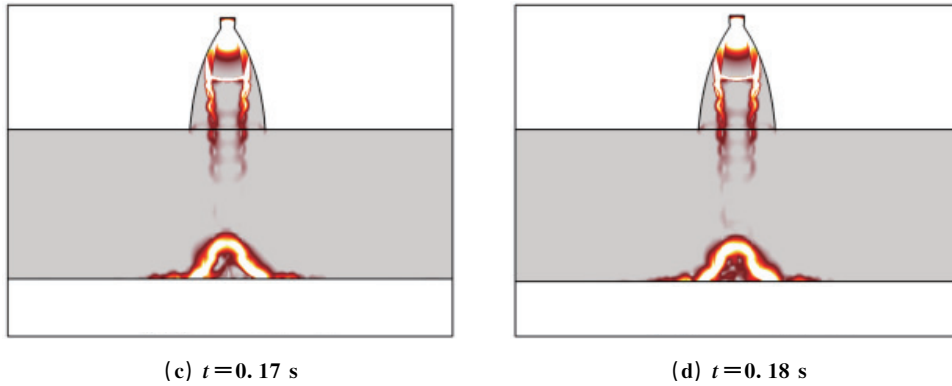


图 7 海平面环境下喷流冲击水平地面时对称截面的无量纲压力梯度

Fig. 7 Non-dimensional pressure gradient of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the horizontal wall at sea level

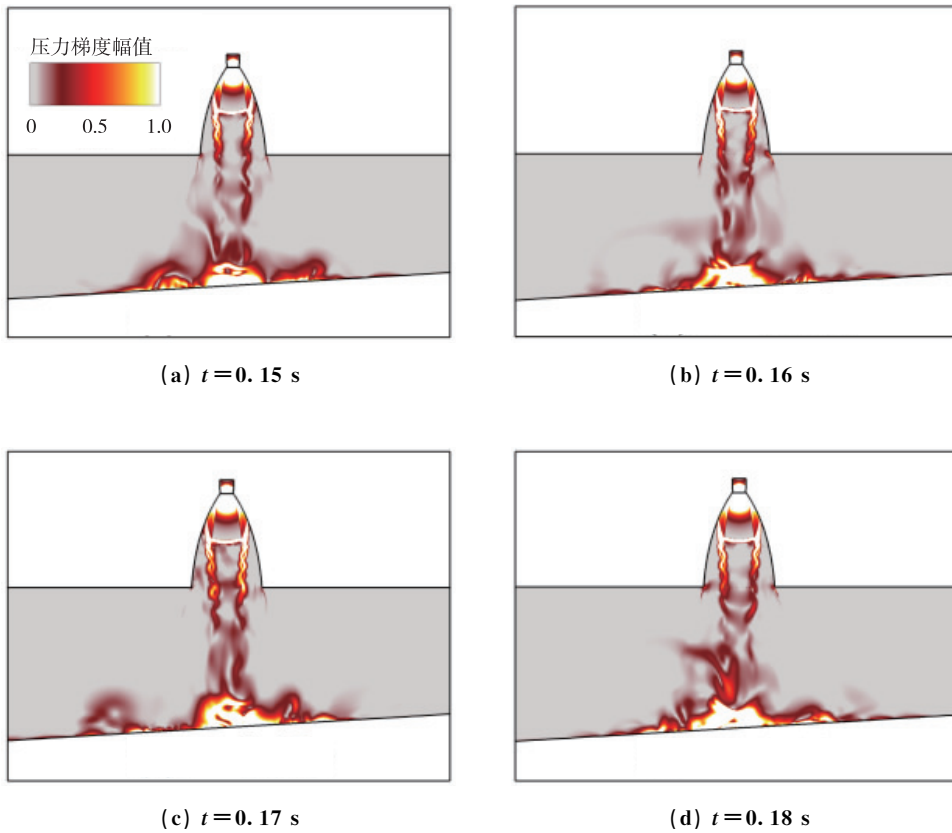


图 8 海平面环境下喷流冲击倾斜地面时对称截面的无量纲压力梯度

Fig. 8 Non-dimensional pressure gradient of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the inclined wall at sea level

2.2 类火星环境下地面倾斜度的影响

当前研究还关注了在类火星环境下地面效应对喷流的影响。已有的研究表明，较低的 NPR 下，流动分离出现在喷管的内部^[8-9]，离地距离较大时，地面效应对马赫盘的位置影响较小。在与火星类似的低温低压环境下，由于喷管静压室的压力不变，而外界的环境压力约为 0.669% 个地球大气压^[17-19]，此时喷管的 NPR 迅速增大。参考文献 [18] 的火星环境参数，本小节对类火星环境

下的喷流开展研究。

从图 9 可以看出，在类火星环境下，喷流在喷管出口处完全膨胀，与地面碰撞形成扇形膨胀界面，这与海平面环境下观察到的现象明显不同。在不同时刻，喷流冲击水平地面时，其速度均呈对称分布。如图 10 所示，喷流冲击倾斜地面时，其速度分布不再对称，在喷管出口的下流形成了明显的马赫盘结构，且马赫盘的位置随时间出现上下移动现象。

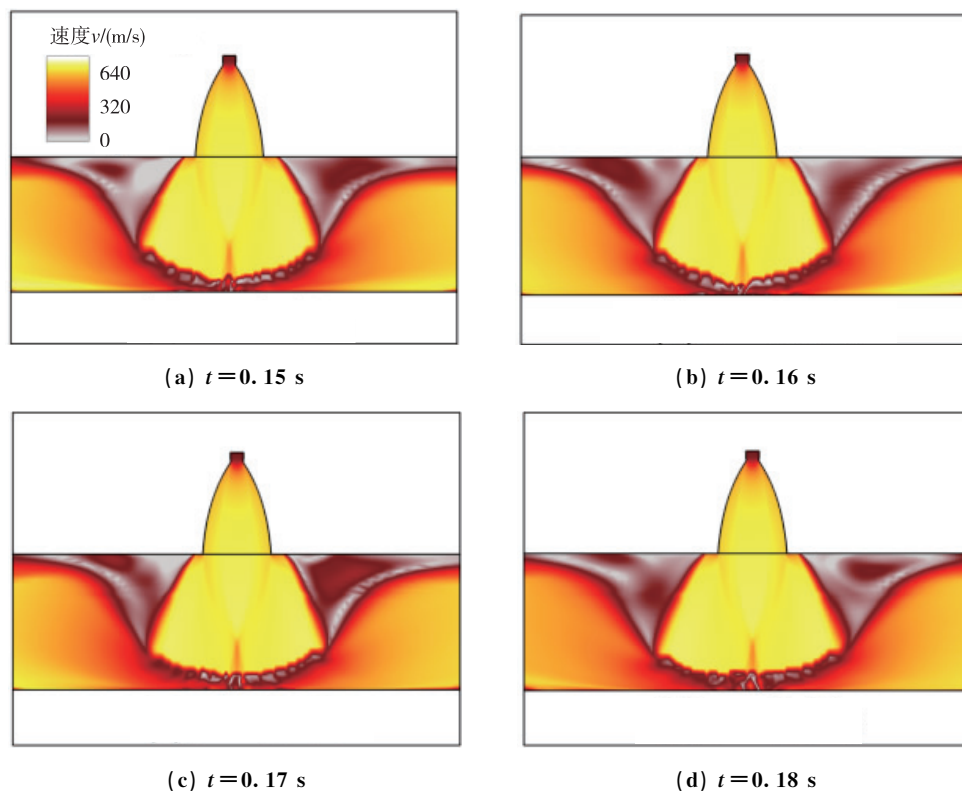


图 9 类火星环境下喷流冲击水平地面时对称截面的速度分布

Fig. 9 Non-dimensional pressure gradient of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the horizontal wall at a Martian-like atmosphere

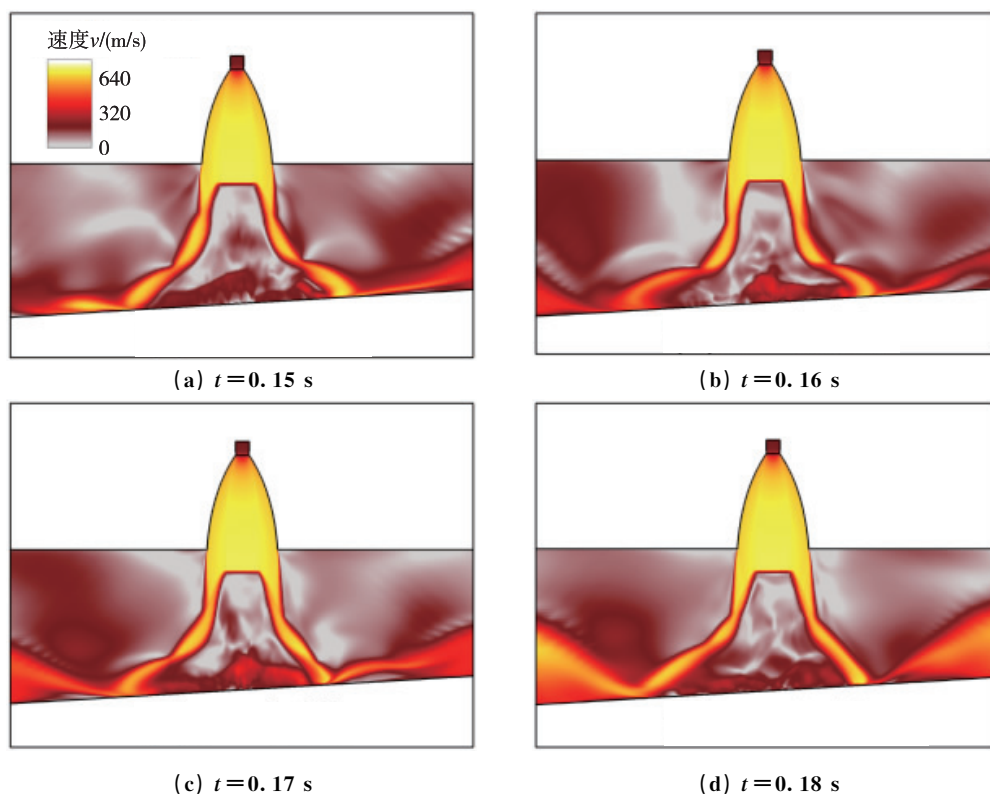


图 10 类火星环境下喷流冲击倾斜地面时对称截面的速度分布

Fig. 10 Non-dimensional pressure gradient of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the inclined wall at a Martian-like atmosphere

在类火星环境下，喷流与不同地面发生碰撞，流场中的压力梯度幅值分布显著不同，如图 11 和图 12 所示。当喷流冲击水平地面时，喷管喉部、喷流与地面相互作用区域压力变化较为明显。当喷流冲击倾斜地面时，在喷管喉部、喷管出口马赫盘的位置以及底部回流区压力变化更加显著。如图 11 所示，喷流和地面反弹气流之间存在较大的压力变化，说明喷流和地面反弹气流之间存在

强烈的相互作用。反弹气流在膨胀喷流的作用下沿径向流出，在远离喷流处则向上扩散，呈现对称分布。由于地面反弹气流的阻碍作用，膨胀气流的范围受到限制。如图 12 所示，当喷流冲击倾斜地面时，喷流中心线两侧的压力梯度出现不对称分布，引起回流区的气流失稳，进而导致马赫盘的位置出现上下运动现象。

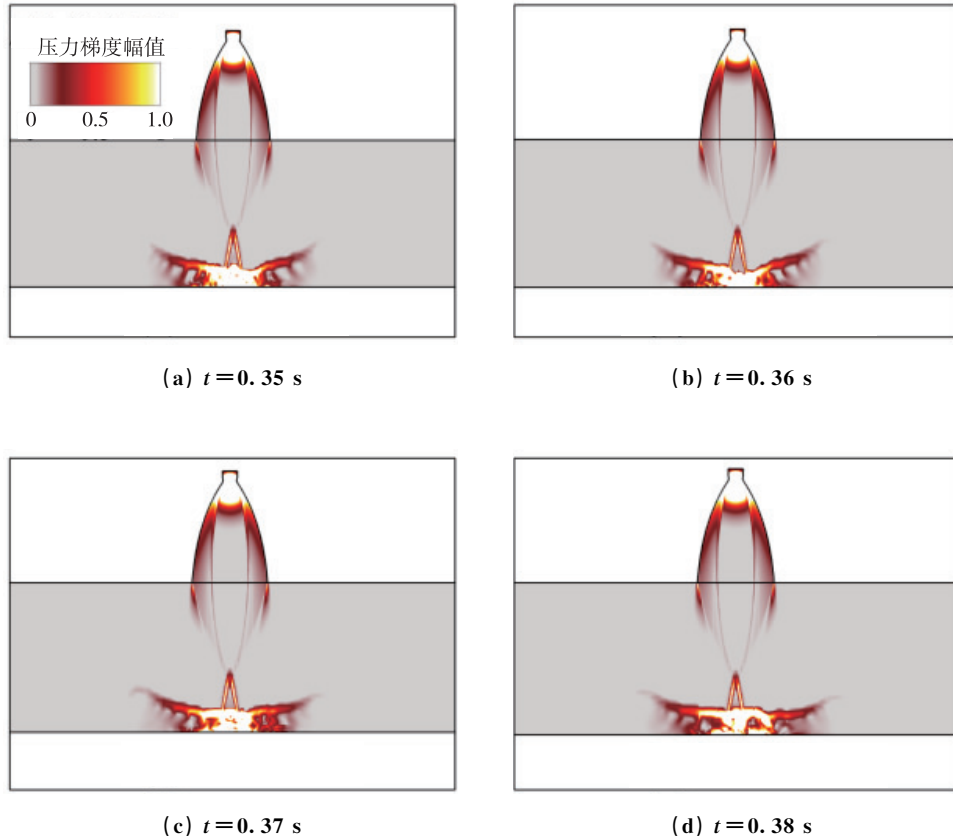
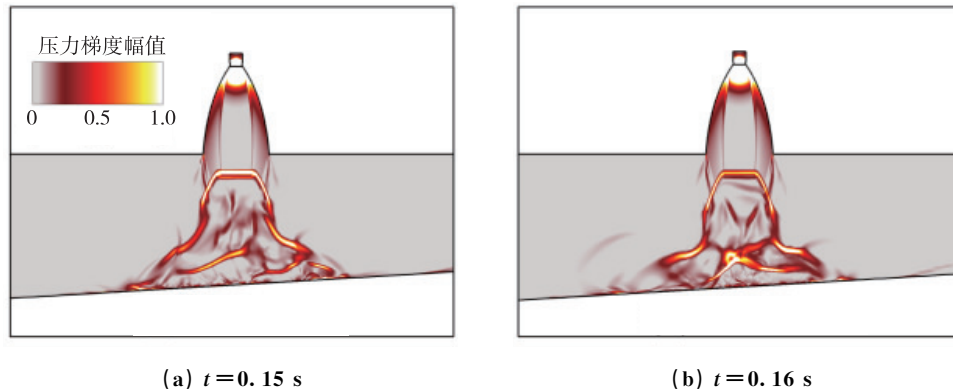


图 11 类火星环境下喷流冲击水平地面时对称截面的无量纲压力梯度分布

Fig. 11 Non-dimensional pressure gradient of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the horizontal wall at a Martian-like atmosphere



(a) $t = 0.15 \text{ s}$

(b) $t = 0.16 \text{ s}$

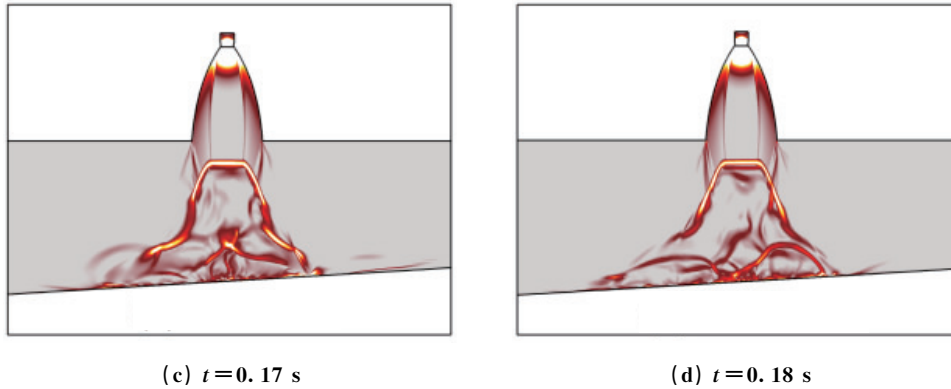


图 12 类火星环境下喷流冲击倾斜地面时对称截面的无量纲压力梯度分布

Fig. 12 Non-dimensional pressure gradient of the symmetrical cross section as the jet flow impinging on the inclined wall at a Martian-like atmosphere

2.3 类火星和海平面环境下喷管壁面载荷分析

喷流冲击地面引起的流场变化可能导致喷管的壁面压力载荷和温度载荷发生变化,严重时可能会导致喷管变形,甚至损毁喷管。本小节选取对称截面与喷管壁面的交线对比其不同时刻下的无量纲压力和温度。为了便于比较,对壁面压力和温度进行无量纲化,这里无量纲压力 $\tilde{p} = p_{\text{wall}}/25p_{\text{in}}$, 无量纲温度 $\tilde{T} = T_{\text{wall}}/T_{\text{in}}$, 其中, p_{wall} 和 p_{in} 分别为喷管壁面压力和喷管入口压力, T_{wall} 和 T_{in} 分别为喷管壁面温度和喷管入口温度。

如图 13 (a) 所示,当喷流冲击水平地面时,喷管内壁的压力几乎不发生变化。如图 13 (b) 所示,当喷流冲击倾斜地面时,喷流从壁面分离后呈现明显的压力波动。这种压力波动可能导致喷

管结构疲劳,从而影响喷管的性能。如图 14 所示,由于喷流在喷管内部完全膨胀,在类火星环境下喷流冲击水平地面和倾斜地面其壁面压力载荷均维持稳定,其载荷大小几乎一致。

如图 15 所示,位于海平面环境时,喷管的内壁面温度呈现明显非定常特性。在喷流发生流动分离前,喷管的壁面温度非定常特性较弱,均沿流向逐渐减低,在分离点处达到最低温度。当喷流出现流动分离后,喷管的壁面温度均上升。如图 16 所示,在类火星环境下,当喷流冲击水平地面时,喷管壁面温度较为稳定,几乎不随时间发生变化。当喷流冲击倾斜地面时,在靠近喷管出口处,喷管内壁的温度出现波动,这与回流区的气流失稳有关。

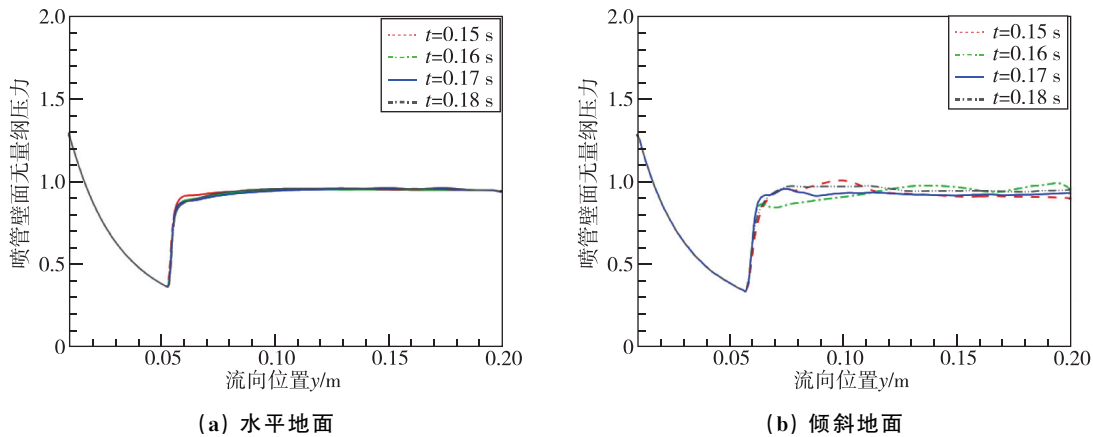


图 13 海平面环境下喷管内壁无量纲压力

Fig. 13 Non-dimensional pressure of the inner wall of the nozzle at sea level

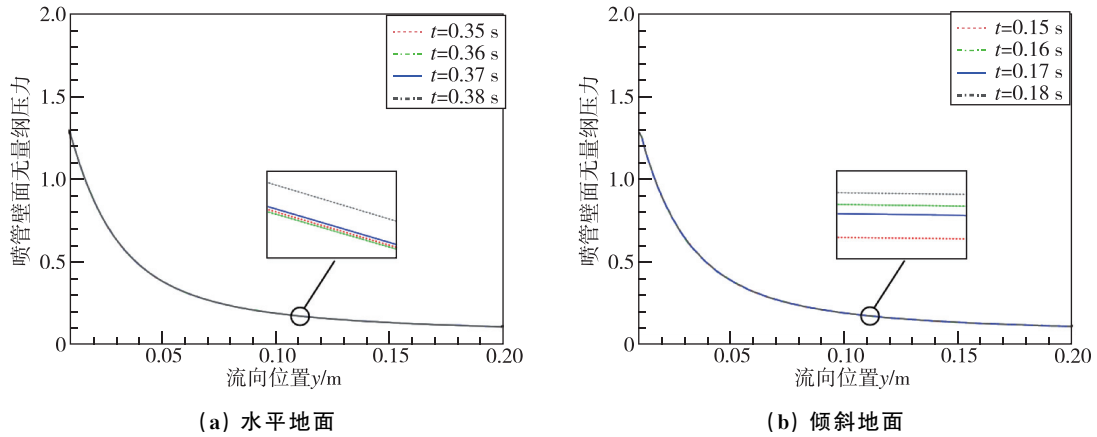


图 14 类火星环境中喷管内壁无量纲压力

Fig. 14 Non-dimensional pressure of the inner wall of the nozzle at Martian-like atmosphere

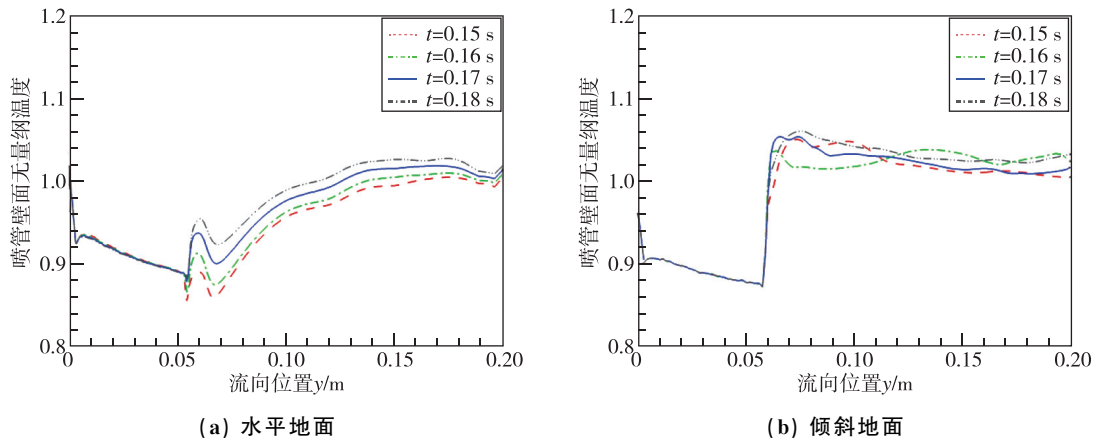


图 15 海平面环境下喷管内壁的非无量纲温度

Fig. 15 Non-dimensional temperature of the inner wall of the nozzle at sea level

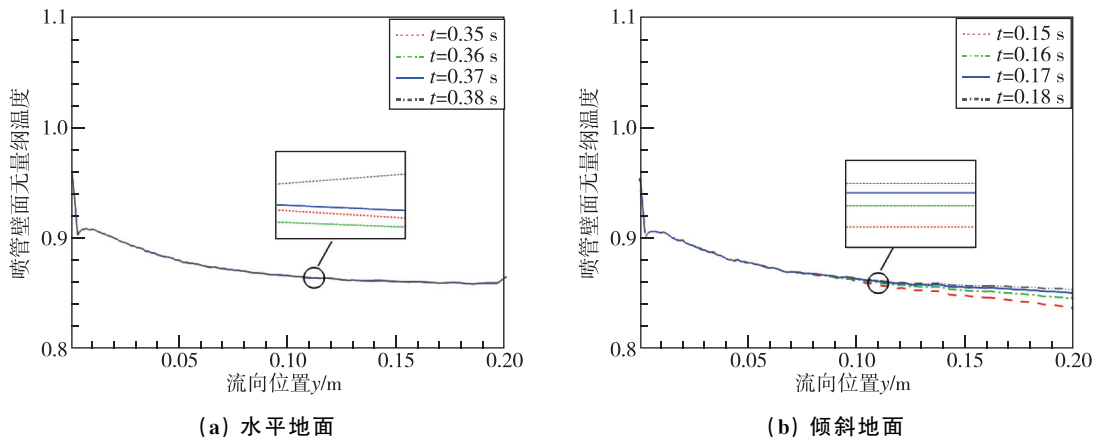


图 16 类火星环境下喷管内壁的非无量纲温度

Fig. 16 Non-dimensional temperature of the inner wall of the nozzle at a Martian-like atmosphere

2.4 类火星环境下航天器发动机布局分析

从前文的分析中可以发现，研究采用的喷管在火星环境下喷流完全膨胀，导致其喷管侧向压力载荷明显小于地球海平面环境，这从侧面说明

了高空发动机在海平面试车，一般采用短喷管状态^[23]。对于用于类似于 SpaceX 公司星舰构型的航天器来说，其既具有垂直返回地面的能力，又具有星际航行的需求，因此从总体设计考虑，其底

部发动机布局应兼顾二者需求。其采用大喷管的发动机用于提供火箭上升段的高比冲和大推力以及在月球或者火星表面进行航天器垂直着陆；其采用短喷管的发动机也可用于提供火箭上升段推力，但更为重要的是支持在地球表面返回。

因此，如果在星际往返过程中，航天器采用垂直起降的方式，则需要根据目标行星的大气环境开展有针对性的发动机喷管设计。

3 结论

本文利用 SAS 方法研究了火箭位于海平面环境和火星环境下，发动机喷流冲击水平地面和倾斜地面的流场结构，分析了在不同工况下喷管内壁的侧向压力载荷和温度载荷。主要结论如下：

1) 喷流冲击倾斜地面时具有更强烈的流动不稳定性，喷流出现明显的时间演化现象。

2) 类火星环境下，喷流冲击倾斜地面导致马赫盘上下运动。喷流冲击水平地面时，喷流和地面反弹流相互作用，阻碍了喷流马赫盘的形成。

3) 海平面环境下，在当前大面积比喷管内部出现流动分离，喷管内壁的压力先减小，在分离点处压力达到最低点，然后压力增大至环境压力；类火星环境下，喷管内部流动不发生分离，喷管内壁的压力沿着流向逐渐减小。

4) 喷管的壁面温度在类火星环境下沿着流向逐渐减低，相对水平地面，喷流冲击倾斜地面时温度较高。在海平面环境下，壁面温度和壁面压力呈现相同的趋势。

本文对喷管在不同环境下的流动结构及喷管壁面载荷进行了研究，研究结果具有一定的指导性。但是受限于当前的试验数据，仅对低 NPR 工况下进行了方法验证。为了对该类问题进行更深刻的研究，这要求在之后的研究中获得更多的试验数据。同时，也亟须发展和改进适用于更高马赫数的算法。由于大涡模拟和直接数值模拟等算法计算量巨大，为了兼顾计算效率和精确度，SAS 和 DDES 等类大涡模拟方法为研究此类问题提供了一个可行的途径。

参考文献

[1] Gutsche K, Marwege A, Gülhan A. Similarity and key parameters of retropropulsion assisted deceleration in hypersonic wind tunnels [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2021, 58(4): 984-996.

[2] Vos J B, Charbonnier D, Marwege A, et al. Aerodynamic investigations of a Vertical Landing Launcher configuration by means of Computational Fluid Dynamics and Wind Tunnel Tests [C]//*Proceedings of the AIAA SCITECH 2022 Forum*. San Diego, CA & Virtual. Reston, Virginia: AIAA, 2022: AIAA 2022-1308.

[3] Charbonnier D, Vos J, Marwege A, et al. Computational fluid dynamics investigations of aerodynamic control surfaces of a vertical landing configuration [J]. *CEAS Space Journal*, 2022, 14(3): 517-532.

[4] Liu Y, Wang H F, Ma D, et al. Numerical investigation of surface roughness effects on non-equilibrium flow in expansion section of rocket nozzle [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 124: 107523.

[5] Ilie M, Sullivan G. Design optimization of bell rocket nozzle; numerical studies using LES [C]//*Proceedings of the AIAA AVIATION 2022 Forum*. Chicago, IL & Virtual. Reston, Virginia: AIAA, 2022: AIAA 2022-3806.

[6] Sreerag V, Mohammad F, Nandan V, et al. Parametric study on a method to control flow separation in rocket nozzles [J]. *Materials Today: Proceedings*, 2021, 46: 9950-9955.

[7] Frey M, Hagemann G. Status of flow separation prediction in rocket nozzles [C]//*Proceedings of the 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*. Cleveland, OH, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1998: AIAA 1998-3619.

[8] Nguyen A T, Deniau H, Girard S, et al. Wall pressure fluctuations in an over-expanded rocket nozzle [C]//*Proceedings of the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Indianapolis, Indiana. Reston, Virginia: AIAA, 2002: AIAA 2002-4001.

[9] Nguyen A T, Deniau H, Girard S, et al. Unsteadiness of flow separation and end-effects regime in a thrust-optimized contour rocket nozzle [J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2003, 71(1): 161-181.

[10] Deck S, Guillen P. Numerical simulation of side loads in an ideal truncated nozzle [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(2): 261-269.

[11] Deck S, Nguyen A T. Unsteady side loads in a thrust-optimized contour nozzle at hysteresis regime [J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(9): 1878-1888.

[12] Deck S. Delayed detached eddy simulation of the end-effect regime and side-loads in an overexpanded nozzle flow [J]. *Shock Waves*, 2009, 19(3): 239-249.

[13] Hadjadj A, Onofri M. Nozzle flow separation [J]. *Shock Waves*, 2009, 19(3): 163-169.

[14] Tsutsumi S, Sarae W, Ueda H, et al. Effect of

- rocket engine layouts on jet flowfield inside a launch pad[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018, 55(6): 1537-1544.
- [15] 林晓辉, 秦瞳, 杜涛, 等. 火箭垂直回收中发动机布局与喷流壁面效应影响研究[J]. *宇航总体技术*, 2023, 7(3): 1-8.
- [16] 余元元, 王方元, 王彬, 等. 超声速火箭橇流动特征和气动力激励振动分析[J]. *西北工业大学学报*, 2022, 40(5): 1080-1089.
- [17] Lijo V, Kim H D, Setoguchi T, et al. Numerical simulation of transient flows in a rocket propulsion nozzle[J]. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 2010, 31(3): 409-417.
- [18] Xue X P, Jia H, Rong W, et al. Effect of Martian atmosphere on aerodynamic performance of supersonic parachute two-body systems[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(4): 45-54.
- [19] Carreño Ruiz M, D'Ambrosio D. Aerodynamic optimization and analysis of quadrotor blades operating in the Martian atmosphere[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 132: 108047.
- [20] 王宏亮, 史超, 赵曙, 等. 火星大气来流模拟装置CFD仿真与试验[J]. *火箭推进*, 2020, 46(1): 89-95.
- [21] 邢卓异, 王彤, 舒燕, 等. 地外天体上航天器起飞瞬时羽流对主发动机干扰效应影响[J]. *航天器环境工程*, 2019, 36(6): 565-570.
- [22] 陈杰, 贺碧蛟, 蔡国飙. 火星环绕器羽流效应仿真研究[J]. *载人航天*, 2017, 23(6): 743-750.
- [23] Sutton G, Biblarz O. *Rocket propulsion element*[M]. 9th Edition. John Wiley & Sons, 2017, 70.

引用格式: 林晓辉, 秦瞳, 李宗儒, 等. 类火星环境中火箭起降过程喷流影响研究[J]. *宇航总体技术*, 2023, 7(6): 12-23.

Citation: Lin X H, Qin T, Li Z R, et al. Investigations on the impact of the jet flow during rocket take-off and landing in the Martian-like atmosphere [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2023, 7(6): 12-23.