

火箭垂直回收中发动机布局与喷流 壁面效应影响研究

林晓辉¹, 秦 瞳², 杜 涛², 邓新宇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: 针对重复使用火箭垂直着陆过程的喷流流场问题开展研究, 利用计算流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) 方法研究了壁面效应和发动机布局对超声速喷流的影响。研究表明, 着陆距离 (L) 在 $2.24D \sim 11.2D$ (D 为喷管出口的直径) 的范围内, 地面效应对喷管出口中心处的温度分布影响较小; 在当前计算条件下, 当 $L < 2.24D$ 时, 超声速喷流撞击地面会形成强烈的激波, 随着离地高度的降低, 该激波位置往喉部方向移动, 由于壁面效应, 喷管内部形成斜激波, 导致中心喷管壁面处的温度升高; 中心喷管相对外侧喷管往外突出增大了壁面流动速度, 导致外侧喷管出口的温度降低; 研究还表明子级火箭底部端面的喷管数量增加后, 会导致喷管的温度升高。研究结果将为火箭发射及回收方案选取提供参考。

关键词: 冲击射流; 壁面效应; 发动机布局; 可压缩流动

中图分类号: V438

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2023) 03-0001-08

Investigations on the Influence of Engine Layout and Jet Wall Effect During Vertical Rocket Landing

LIN Xiaohui¹, QIN Tong², DU Tao², DENG Xinyu², 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 Aeronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: In the present work, the jet flow structure of a rocket vertical landing is investigated. The impact of the wall effect and rocket engine distribution on the supersonic-impinging jets is studied by the CFD method. The results show that the wall effect hardly impacts the temperature distribution of the nozzle exit when the landing distance (L) varies from $2.24D$ to $11.2D$. At the current calculation conditions, when $L < 2.24D$, the supersonic jet forms a strong shock wave at the nozzle exit because of the wall effect. The shock wave location trends towards the throat as L decreases. Oblique shock waves are found at the exit edge of the center nozzle, resulting in a temperature increase at the inner wall. The near-wall air velocity would increase as the offset of the exit stretch, leading to a temperature decrease. The results also show that the nozzle exit tempera-

收稿日期: 2023-01-11; 修订日期: 2023-04-07

基金项目: 国家自然科学基金 (12172172)

作者简介: 林晓辉 (1996-), 男, 博士研究生, 主要研究方向为人机与环境工程、计算流体力学。

E-mail: xh-lin@nuaa.edu.cn

通信作者简介: 秦瞳 (1983-) 男, 博士, 高工, 主要研究方向为运载火箭总体设计。E-mail: yhzjts@163.com

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。E-mail: cyxu@nuaa.edu.cn

ture increases as the number of nozzles increases. The present findings would guide the selection of rocket landing and launch schemes in future studies.

Key words: Impinging jet; Wall effect; Engine layout; Compressible turbulence

0 引言

火箭可重复使用技术是航天领域关注的焦点,而着陆时刻的特性又是人们重点研究的问题。2015年,SPACE-X公司成功发射了可重复使用火箭,进一步推动可重复使用火箭技术的研究热度。Gutsche等^[1]开展了超声速和高超声速减速推进实验,基于实验数据,提出了与发动机排气相关的改进相似参数,获取了适用于超声速减速推进风洞模型的通用标度率。随后,Marwege等^[2]利用高超声速风洞对火箭推进和着陆技术(RETALT)项目进行了研究,结果表明在静态流动下发动机中心喷管出口相对外侧喷管的偏移量对推力系数的影响较小。Vos等^[3]结合数值方法和实验方法对RETALT1重型火箭进行了研究,结果表明火箭尾部弓形激波的位置受到高超声速来流和发动机射流的影响较为明显。Charbonnier等^[4]在对火箭气动舵面性能(Aerodynamic Control Surfaces, ACS)的研究中发现了平面翼相对“花瓣”翼和栅格翼在超声速区域有更好的气动性能。Tsutsumi等^[5]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,研究表明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。对固体火箭助推器布局的研究发现,固体火箭助推器的排气射流与液体火箭发动机的排气射流互相干扰。Pu等^[6]对火箭上升过程中羽流引起的反向流动和回流及其对火箭喷管外壁面热流的影响开展了研究,分析了氮气喷射总压和总温对壁面热流的影响,并揭示了其内在机理。

火箭着陆和可回收技术具有重要意义,但目前仍存在着一些巨大的挑战。火箭发动机尾喷燃气冲击壁面的流动结构和超声速冲击射流流场结构类似,从本质上讲这类问题的核心均为射流冲击固定壁面^[7-8]。火箭着陆过程中喷流冲击壁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,随着着陆距离减小,这种湍流效应更加明显^[9-10]。火箭发动机喷管出口的超声速射流往往伴随着复杂的传热传质现象,很难直接开展实验进行研究,因此目前以计算流体

力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)方法研究偏多。求解这类问题常用的计算方法有大涡模拟(LES)方法和求解雷诺平均Navier-Stokes方程(RANS)方法。相比LES, RANS方法可以减少计算资源,并且获得较为准确的计算物理量。如Chin等^[11]使用RANS方法和实验对入口马赫数为1和2的超声速喷管进行了研究,结果表明在该工况下RANS方法可以准确捕获速度场和压力场的信息,其研究还表明在低马赫数下改变冲击角度对冲击射流的流场结构影响较小。综上,本文采用RANS方法进行计算。

回顾已公开的文献,相关研究人员主要关注了火箭着陆过程整机的气动性能和低马赫数冲击射流的流动特性,对火箭发动机喷管这类超声速喷流问题研究较少,对发动机喷管的布局和喷流壁面效应的研究更为少见。因此本文着重分析了火箭喷管的着陆距离和发动机布局对喷流壁面效应的影响,相关研究成果可为火箭发射及回收方案选取提供参考。

1 数值计算方法

1.1 计算物理模型

本文在文献[2, 12-14]的基础上设计了三维对称喷管。如图1所示,在火箭底板共分布了7个喷管,外侧喷管呈环状分布,喷流方向和重力方向相同。本文通过改变喷管的几何排布方式和中心喷管的突出距离等研究了发动机布局对火箭喷流的影响。表1给出了喷管的主要参数。

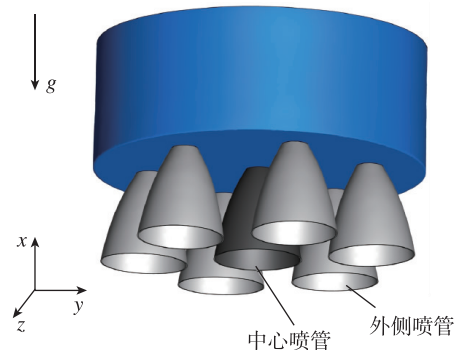


图1 火箭发动机喷管

Fig. 1 Rocket engine nozzles

表 1 喷管设计参数

Tab. 1 The design parameters of the nozzle

参数	数值
火箭箭体直径 d/mm	5 000
喷管出口直径 D/mm	848.6
喷管轴心距离 S/mm	1 750
推力室燃气压力 P/MPa	10.8
推力室燃气温度 T/K	3 665

图 2 给出了本文的计算域。在中心喷管的轴线和火箭底部的交点位置建立坐标原点，火箭底部平面为 $y-z$ 平面，中心喷管轴线方向为 x 轴，喷管燃气方向为 x 轴反方向。计算域直径为 $15d$ (d 为火箭箭体直径)，喷管下游的计算域长度分别为 $1.5d$ 、 $0.3d$ 和 $0.15d$ 。燃气室压力为 10.8 MPa ，燃气温度为 $3\ 665 \text{ K}$ ，环境压力为 0.1 MPa ，环境温度为 300 K 。

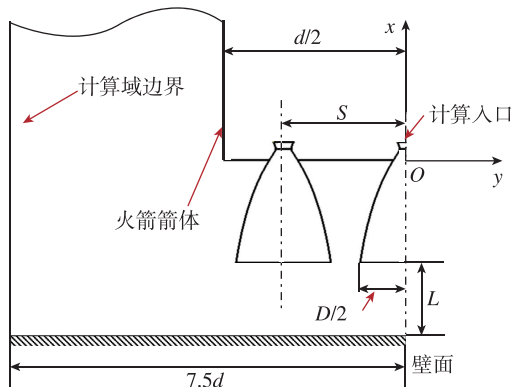


图 2 计算域示意图

Fig. 2 Diagram of computational region

1.2 湍流模型

本文采用 RANS 方法对喷流进行三维数值模拟，控制方程为可压缩 Navier-Stokes (N-S) 方程组。采用二阶迎风格式，在笛卡尔坐标系下 N-S 控制方程组如下

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

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

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

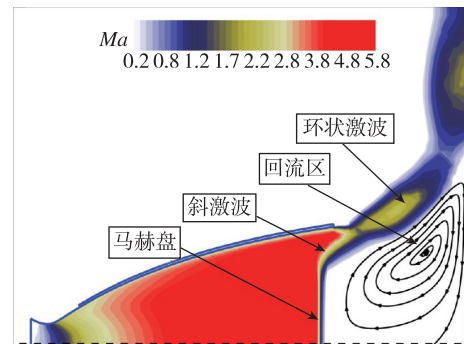
式中， ρ ， U_i ， p 和 E 分别代表流体的密度、速度

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。

火箭发动机喷流是一个可压缩流动现象，根据等熵公式计算得到入口的马赫数为 1.9 ，参考以往的高速冲击射流的相关研究^[15-16]，本文选用 Menter 等^[17-18] 提出的 $k-\omega$ 两方程剪切应力模型，该模型已被成功用于计算可压缩流动问题^[15,19-21]。

1.3 计算验证

高速射流冲击壁面的流动现象十分复杂，包含了激波、黏性剪切层扰动以及回流区等复杂的流动结构以及它们之间的相互干扰导致的各种可压缩湍流现象。本文重点关注了火箭着陆时喷流的复杂流场结构及其高温喷流对喷管温度的影响。如图 3 所示，本文采用的计算方法可以准确捕获到 Henderson 等^[22] 在实验中观测到的马赫盘、斜激波、环状激波和回流区等结构，这说明本文采用的计算方法具有较好的可靠性。

图 3 射流冲击壁面 $z=0$ 截面的流场结构Fig. 3 Flow structure of impinging jet at $z=0$ slice

为了检验网格的独立性，分别划分了网格数为 150 万（记为网格 1）、 260 万（记为网格 2）和 450 万（记为网格 3）3 套计算网格，计算结果如图 4 所示，3 套网格的计算结果具有良好的一致性。比较网格数量为 150 万和 260 万的计算结果，当网格数量超过 260 万后，计算结果基本一致，因此可以认为当网格数量超过 260 万后，当前计算符合网格无关性要求。为了平衡计算资源和计算精度，本研究所用网格数量均大于 260 万。

2 计算结果与分析

2.1 着陆高度的影响

子级火箭回收的着陆距离直接影响了喷管喷流和地面的相互作用，改变了喷管和地面之间的

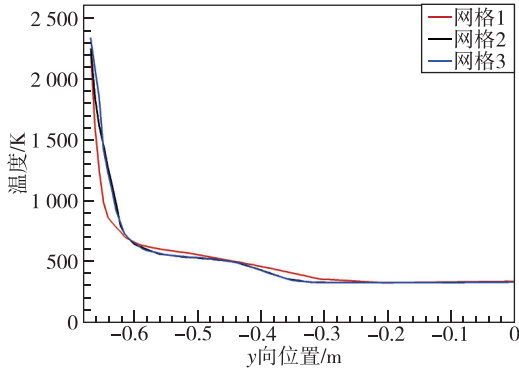


图4 中心喷管出口在 $z=0$ 截面的温度曲线

Fig. 4 Temperature distribution at the center nozzle exit on the $z=0$ slices

流场结构。本节计算了喷管外沿距离地面为 $11.2D$ (D 为喷管出口的直径, $D=0.669\text{ m}$)、 $2.24D$ 以及 $1.12D$ 的流场和温度场分布。如图5所示, 喷管出口距离地面为 $11.2D$ 的时候, 当燃烧室压力为 10.8 MPa , 扩张比保持不变时, 在喷管出口的流动类似自由射流, 由于着陆距离相对较大, 此时地面效应对喷管内部的流场没有明显的影响。当着陆距离下降到 $2.24D$ 的时候, 在喷管的出口形成了激波, 当着陆距离进一步下降到 $1.12D$ 的时候, 激波位置往喷管喉部方向移动, 激波位置出现在喷管的内部。

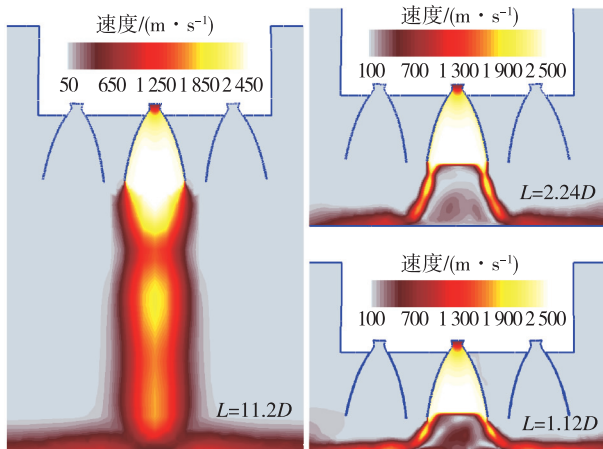


图5 不同着陆距离速度云图

Fig. 5 Velocity contours at different distances from the wall

如图6所示, 当 $L=11.2D$ 的时候, 在喷管内及其下游具有对称分布、方向相反的压力梯度, 这说明火箭发动机燃气在喷管出口及下游经历了膨胀—压缩—膨胀的过程, 在燃气离开喷管的时候, 气体压缩沿壁面流出。在当前计算工况下, 当 $L=2.24D$ 的时候, 在喷管出口的中心区域形

成了马赫盘, 压力梯度发生剧烈变化。在喷管的出口边缘位置形成了斜激波, 这导致高温燃气的流动轨迹发生改变, 从靠近喷管壁面加速流出, 进一步导致喷管壁面处的温度升高。

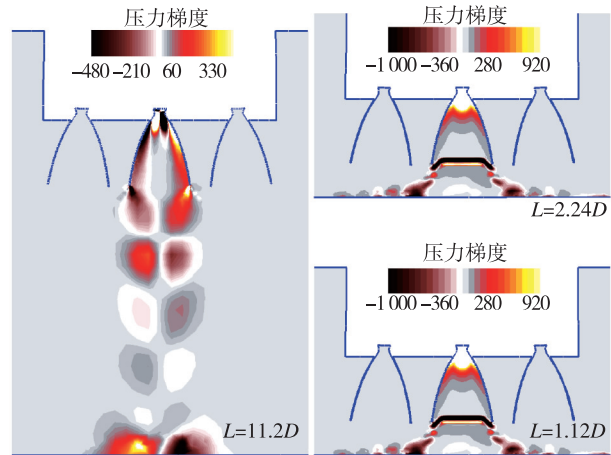


图6 y 方向的压力梯度

Fig. 6 Pressure-gradient in the y direction

图7给出着陆距离分别为 $1.12D$ 、 $2.24D$ 和 $11.2D$ 的计算结果。着陆距离下降到 $1.12D$ 后中心的温度升高了约10倍, 喷管的温度出现了极其剧烈的变化, 且喷管中心的温度高于边缘的温度。如图8所示, 当离地高度为 $1.12D$ 的时候, 激波的位置进一步往喷管喉部的方向移动, 导致喷管中心的温度升高。

2.2 中心喷管突出距离的影响

在Gutsche等^[1]、Vos等^[3]和Marwege等^[23]的研究以及Space-X的实际应用中, 发动机中心喷管往外突出了一段距离, 本文关注了这个特殊结构并且研究了突出距离对喷流壁面效应的影响。

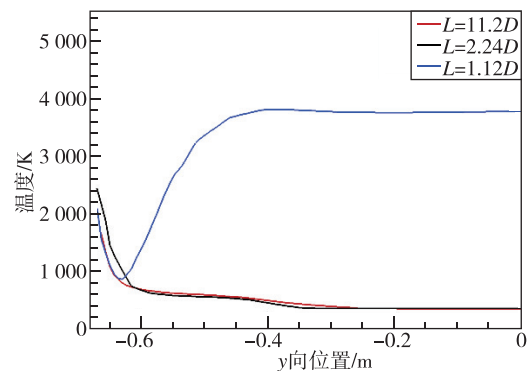


图7 $z=0$ 截面上不同离地高度的中心喷管出口温度曲线

Fig. 7 Center nozzle exit temperature distribution on the $z=0$ slice at different landing distances

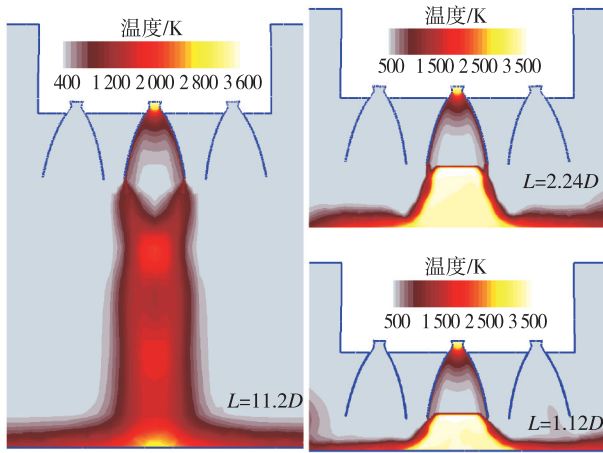
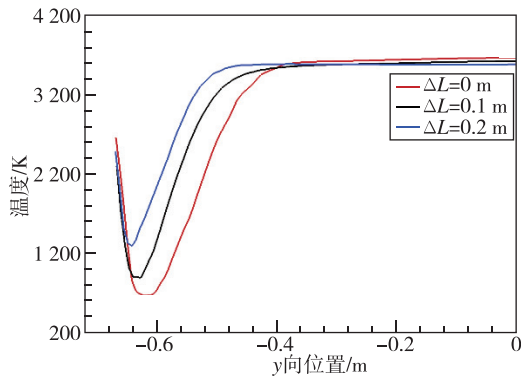


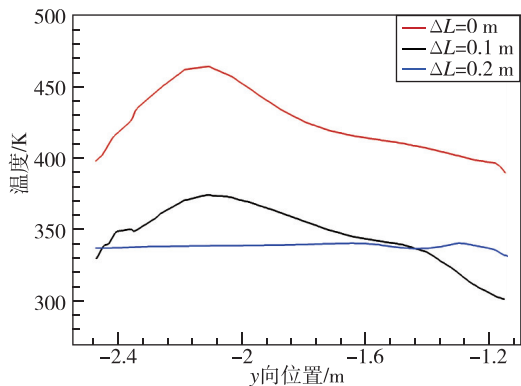
图 8 不同着陆距离下的温度云图

Fig. 8 Temperature contours at different landing distances

本文分析了喷管出口平面与地面之间的距离为 $1.12D$ 情况下中心喷管的突出距离分别为 0 , 0.1 , 0.2 m工况下,中心喷管的温度和速度以及外侧喷管的温度,其中中心喷管和外侧喷管的温度见图 9,中心喷管的速度云图见图 10。中心喷管的



(a) 中心喷管



(b) 外侧喷管

图 9 $z=0$ 截面不同突出距离下喷管出口的温度曲线
Fig. 9 Temperature distribution on the $z=0$ slices of the center nozzle exits at different offsets

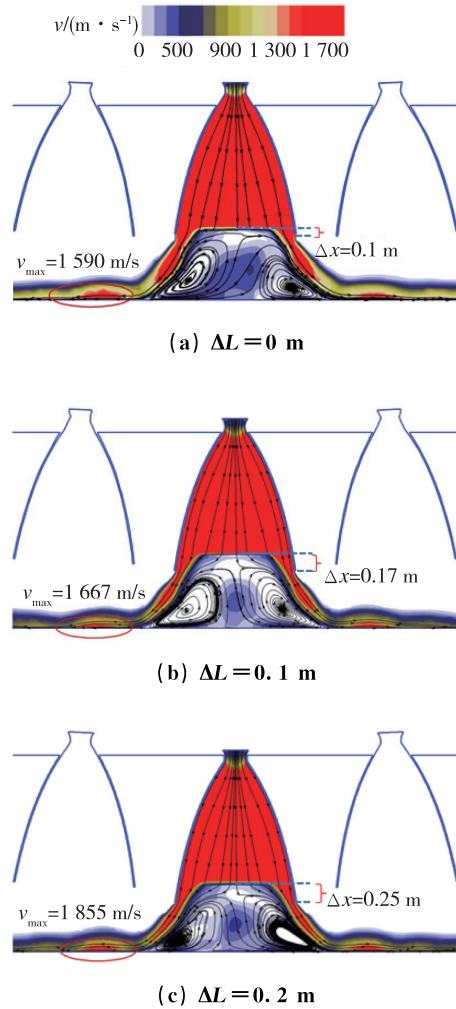


图 10 中心喷管在不同突出距离下的速度云图

Fig. 10 Velocity contours of the center nozzle at different offsets

温度先降低后升高,最低温度的位置向着喷管轴线的方向移动,且最低温度随着突出距离的增加而升高,故中心喷管须进行相应热防护。外侧喷管随着突出距离增加,温度逐渐降低。由于外侧喷管在火箭着陆时处于关闭状态,喷管内壁没有换热措施,此时温度过高将会损坏喷管,降低其性能和使用寿命。故喷管往外突出可以有效降低喷管的温度,这对火箭再回收技术具有重要意义。

中心喷管往外突出的本质是减小了喷管出口到地面的距离,导致如图 10 所示的马赫盘的位置向喷管喉部方向移动。当 $\Delta L=0$ 时,马赫盘与喷管底部的距离 Δx 为 0.1 m,随着突出距离的增加,马赫盘的偏移量 Δx 也逐渐增加。当 $\Delta L=0.2$ m的时候,在喷管靠近内壁面的位置形成了斜激波。图 10 采用红圈对燃气沿壁面最大流动速度进行了标识,从图中可以看出燃气通过斜激波后沿壁面的流动速度增加,部分内能转换为动能,导

致主流的温度降低，从而减少对外侧喷管的温度影响。

2.3 喷管布局的影响

研究表明，多喷管同时工作时流场会互相干扰^[5-6]，在回收过程中，中心喷管单独工作也会对其他喷管产生影响。为了探究喷管的布局对火箭发动机喷流壁面效应的影响，本节对图 11 所示的 9 喷管和 7 喷管两种工况进行了研究。

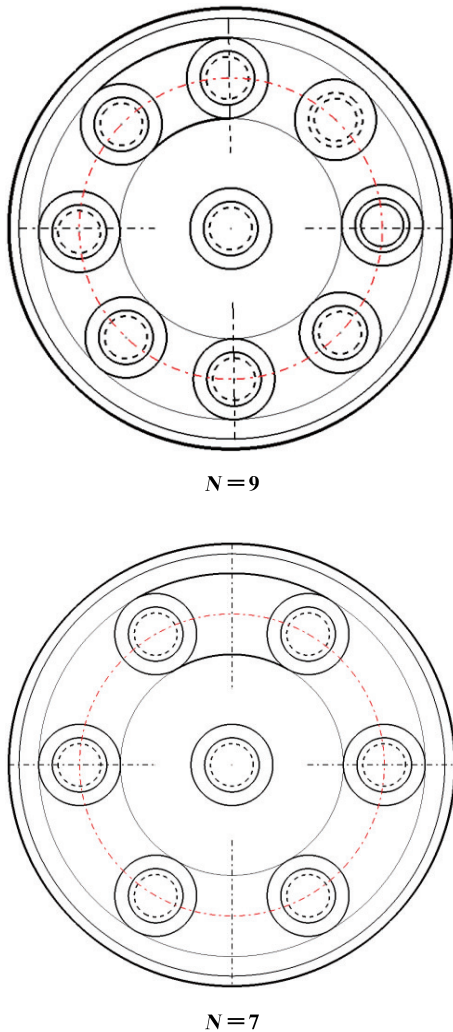


图 11 喷管在火箭底部的分布示意图

Fig. 11 The nozzles distribution at the bottom of the rocket

如图 12 所示，两种工况下中心喷管的温度从壁面到轴心温度均逐渐降低，且具有良好的 consistency，这说明喷管的布局对中心喷管的温度影响较小。在突出距离 $\Delta L=0$ 和 $\Delta L=0.2$ m 的时候，9 喷管工况时靠近内壁面的温度均高于 7 喷管工况， $\Delta L=0$ 时，喷管壁面的温度升高了约 5.8%。喷管的布局对外侧喷管的影响更加明显，9 喷管工况相对 7 喷管工

况壁面最高温度升高了约 72.9%。这种情况很可能导致壁面的温度过高，降低喷管的安全性。

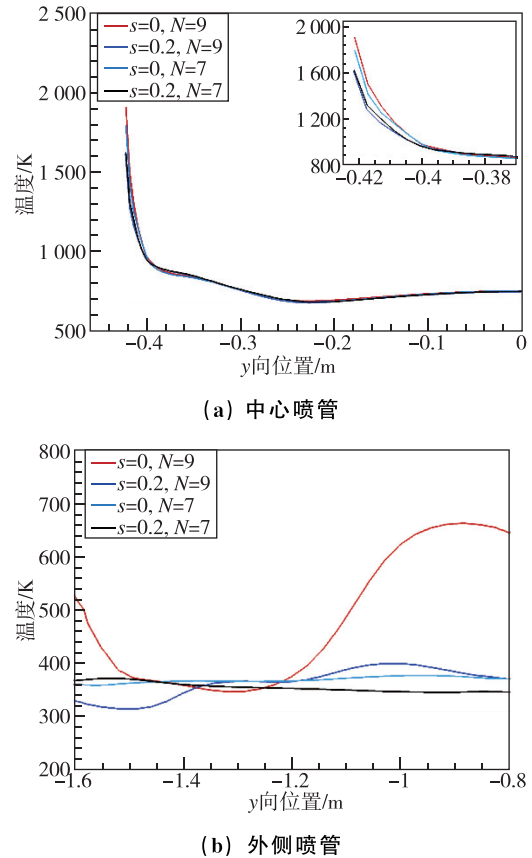


图 12 $z=0$ 截面喷管出口的温度分布

Fig. 12 Nozzles exit temperature distribution on the $z=0$ slice

密度的偏导数 $\partial \rho / \partial x$ 可以反映气体的压缩和膨胀现象。如图 13 所示，虽然 7 喷管和 9 喷管工况的流场具有类似的流动结构，其数量不同导致在喷管主流以外的区域有不同的压缩—膨胀现象，这说明在主流区外流场受到了不同的干扰。郑枫弋等^[7]和 Dauplain 等^[9]在他们的研究中使用大涡模拟方法获得了单个喷管更加精细的流场结构，在研究中发现壁面射流区域以外还存在一个向上的速度波动。Vos 等^[3]的实验中也观测到类似的非定常现象。这些非定常现象可能是外侧喷管的温度升高的主要原因。喷管在火箭底部的分布越紧凑，速度波动和其他非定常现象有更大的概率冲击到外侧喷管，导致外侧喷管的温度升高。为了对该现象进行更深层次的分析，须要捕捉更加精细的流动结构，获得更丰富的流场信息。这要求我们在随后的研究中采用更高精度的非定常算法，如采用 LES 或者尺度自适应模拟方法对该问题进行更加详细的研究。

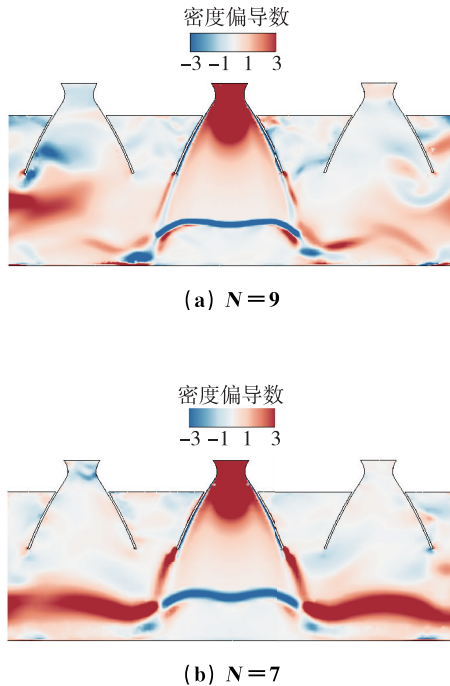


图13 沿喷流方向的密度偏导数云图

Fig. 13 Density partial derivatives contours along the jet flow

3 结论

本文利用CFD方法研究了发动机布局与喷流壁面效应的影响,分析了离地高度、中心喷管突出长度以及喷管的布局对喷管出口温度的影响。主要结论如下:

1) 超声速喷流的壁面效应非常明显,在喷管出口形成了马赫盘,缩短喷管和地面的距离,马赫盘的位置往喉部方向移动,对流场和温度场的干扰更加剧烈;

2) 中心喷管往外突出本质上缩短了喷管出口和地面的距离,在喷管内部形成了斜激波,改变了高温燃气的流动方向和速度,降低了外侧喷管的出口温度;

3) 在相同条件下,喷管的数量增加会导致喷管温度升高,且外侧喷管的温度升高更加明显。

本文采用定常算法对火箭着陆喷流进行了定性研究,重点分析了喷流壁面效应的影响,对火箭发射和回收具有一定的指导意义,但是火箭垂直着陆过程中喷流是一个典型的非定常流动问题,因此在后续的研究中必须进行非定常计算来获取更加丰富的流动细节。

参考文献

[1] Gutsche K, Marwege A, Gülhan A. Similarity and

key parameters of retro propulsion assisted deceleration in hypersonic wind tunnels[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2021, 58(4): 984-996.

[2] Marwege A, Kirchheck D, Klevanski J, et al. Hypersonic retro propulsion for reusable launch vehicles tested in the H2K wind tunnel[J]. *CEAS Space Journal*, 2022, 14(3): 473-499.

[3] 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]. *AIAA Scitech 2022 Forum*, 2022: 1308.

[4] 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.

[5] 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.

[6] Pu P, Jiang Y. Analyzing the impact of nitrogen ejection on suppression of rocket base heating[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 107: 106275.

[7] 郑枫弋, 赖焕新. 欠膨胀超声速冲击射流的大涡模拟[J]. *华东理工大学学报(自然科学版)*, 2022, 48(3): 388-396.

[8] 宋健, 李超, 蔡蓓, 等. 低压室初始长度对火箭弹自力弹出筒尾流场的影响[J]. *推进技术*, 2022, 43(10): 73-81.

[9] Dauplain A, Gicquel L Y M, Moreau S. Large eddy simulation of supersonic impinging jets[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(7): 1560-1574.

[10] Frendi A, Brown M R. Flow structures and noise from a supersonic impinging jet[J]. *International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow*, 2016, 26(8): 2509-2527.

[11] Chin C, Li M, Harkin C, et al. Investigation of the flow structures in supersonic free and impinging jet flows[J]. *Journal of Fluids Engineering*, 2013, 135(3): 031202.

[12] Beckwith I E, Miller III C G. Aerothermodynamics and transition in high-speed wind tunnels at NASA Langley[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1990, 22(1): 419-439.

[13] Zidane A, Haoui R, Sellam M, et al. Numerical study of a nonequilibrium H_2-O_2 rocket nozzle flow[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2019, 44(8): 4361-4373.

- [14] 胡鹏翔, 王榴, 徐珊姝, 等. 垂直回收火箭可伸缩着陆腿展开的动力学仿真分析[J]. 宇航总体技术, 2022, 6(6): 15-22.
- [15] Wu J, New T H. An investigation on supersonic bevelled nozzle jets[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 63: 278-293.
- [16] Xiao Q, Tsai H M, Papamoschou D. Numerical investigation of supersonic nozzle flow separation[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(3): 532-541.
- [17] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [18] Menter F R, Kuntz M, Langtry R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [J]. *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, 2003, 4(1): 625-632.
- [19] 陈冲, 葛建辉, 徐惊雷, 等. 进口拐角波系对超燃冲压发动机尾喷管的性能影响研究[J/OL]. 北京航空航天大学学报: 1-17 [2023-04-22]. <https://doi.org/10.13700/j.bh.1001-5965.2022.0768>.
- [20] Sun X, Wang Z, Zhou L, et al. Influences of design parameters on a double serpentine convergent nozzle [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2016, 138(7): 072301.
- [21] Alvi F S, Ladd J A, Bower W W. Experimental and computational investigation of supersonic impinging jets[J]. *AIAA Journal*, 2002, 40(4): 599-609.
- [22] Henderson B, Bridges J, Wernet M. An experimental study of the oscillatory flow structure of tone-producing supersonic impinging jets[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2005, 542: 115-137.
- [23] Marwege A, Hantz C, Kirchheck D, et al. Wind tunnel experiments of interstage segments used for aerodynamic control of retro-propulsion assisted landing vehicles[J]. *CEAS Space Journal*, 2022, 14(3): 447-471.

引用格式: 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.

Citation: Lin X H, Qin T, Du T, et al. Investigations on the influence of engine layout and jet wall effect during vertical rocket landing [J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2023, 7(3): 1-8.