

doi: 10.7690/bgzd.2025.06.019

燃气射流作用下火箭脐带塔热、力环境数值分析

郝玉珊, 甘 石, 李 钢

(大连理工大学建设工程学部, 辽宁 大连 116000)

摘要: 为解决火箭移动过程的模拟较为受限的问题, 提出基于计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)数值模拟方法将重叠网络技术模拟应用于火箭发射过程中的漂移运动过程。研究了火箭漂移工况下脐带塔周围热、力环境变化规律; 给出考虑火箭漂移运动的数值模拟结果, 分析火箭横向运动对脐带塔表面温度及射流压力的影响, 揭示脐带塔表面不同测点的时程曲线变化规律。研究结果表明: 脐带塔射流压力沿高度减小, 底部射流压力最大, 温度最高, 随着火箭起飞高度和漂移量的增加, 底部射流压力也在增加; 尾焰移动导致侧面底角处的射流压力较大; 脐带塔底部测点压力在火箭升空 20 m, 漂移量为 3.16 m 时达到峰值, 压力最大可达 0.5 MPa。

关键词: 脐带塔; 燃气射流; 热、力环境; 重叠网格; 流场分析

中图分类号: TJ760.3; V435 **文献标志码:** A

Numerical Analysis of Thermal and Mechanical Environment of Rocket Umbilical Tower Under Gas Jet Action

Hao Yushan¹, Gan Shi², Li Gang³

(School of Infrastructure Engineering, Dalian University of Technology, DaLian 116000, China)

Abstract: In order to solve the problem of limited simulation of rocket movement, a method based on computational fluid dynamics(CFD) numerical simulation is proposed, applying overlapping grid technology to simulate the drift motion during rocket launch. The variation of thermal and mechanical environment around the umbilical tower under the condition of rocket drift is studied. The numerical simulation results considering the rocket drift motion are given, and the influence of the rocket lateral motion on the surface temperature and jet pressure of the umbilical tower is analyzed, and the variation of the time history curve of different measuring points on the surface of the umbilical tower is revealed. The results show that the pressure of the umbilical tower jet decreases along the height, the pressure and temperature of the bottom jet are the highest, and the pressure of the bottom jet increases with the increase of the take-off height and drift of the rocket; The pressure of the measuring point at the bottom of the umbilical tower reaches the peak value when the rocket rises 20 m and the drift is 3.16 m, and the maximum pressure can reach 0.5 MPa.

Keywords: umbilical tower; gas jet; thermal and mechanical environment; overlapping grid; flow field analysis

0 引言

脐带塔作为重要的辅助发射结构, 在火箭发射中起到燃料加注、能源供应、测试和支撑等作用, 在发射过程中脐带塔表面会经受燃气射流的直接作用, 其工作环境十分恶劣。火箭轨迹对脐带塔表面温度、压力的影响十分显著, 火箭起飞时地面风会对箭体产生一定的横向力, 使得火箭发射轨迹向脐带塔方向偏移。这一工况下, 火箭尾流与脐带塔之间距离减小, 燃气射流从喷出到作用于脐带塔表面的过程中耗散作用减弱, 冲击于脐带塔表面的燃气射流与垂直起飞时相比动能及热能都有所增大, 导致脐带塔周围热、力环境更为恶劣; 因此, 对火箭漂移工况下脐带塔周围热、力环境进行研究具有重要意义。

目前, 各学者对于射流出口位置固定的燃气流场开展了大量的研究工作, 例如: Gawoda 等^[1]应用标准 $k-\epsilon$ 模型对火箭发动机喷嘴处的湍流流场进行 2 维数值模拟; 李志刚等^[2]以单喷管发动机为模型, 模拟得出单喷管轴对称模型下流场的各个参数分布与激波系结构; 王华^[3]建立了火箭位于不同高度下的双喷管 3 维模型, 对尾焰流场的冲击作用进行模拟; 许祥熙^[4]通过对不同发射角度的火箭弹射流进行数值模拟, 得出发射角度对火箭弹燃气射流流场结构的影响。

箭体位置动态变化下的燃气流场模拟相对于射流出口位置固定的燃气流场模拟更加复杂: 在模拟火箭运动时, 需要应用动网格技术使整个流域网格随着箭体位置的动态变化进行更新或重构^[5], 每一

收稿日期: 2024-08-15; 修回日期: 2024-09-23

第一作者: 郝玉珊(1997—), 女, 河北人, 硕士。

时间步都需重新生成大量网格。同时,考虑火箭漂移下的燃气流场数值模拟具有流域范围广、边界条件复杂、流场变化快等特点,但目前常用的传统动网格技术在边界条件复杂时易出现耦合面自接触、变形等问题,且当边界位移大于网格尺寸时极易导致单元网格的退化^[6]。传统动网格技术难以满足箭体位置动态变化下的燃气流场模拟,此类工况下的数值模拟研究十分匮乏。

近年来,重叠网格技术为多体相对运动^[7]及外形复杂流场^[8]的数值模拟提供了方法。该技术是在流场模拟过程中,将整个流域按计算需求划分成多个区域,各区域可以无约束地进行相对位移^[9],通过求解重叠网格之间的联系信息(domain connectivity information, DCI),以实现相邻计算域之间的流场数据交换,避免了流场模拟过程中的网格重构过程。此方法在航空航天、船舶等领域已有大量应用,成功解决了多个强流固耦合问题。卢泽辉^[10]将重叠网格技术应用于浮式风机系统的模拟,以实现浮式平台在波浪池中的运动;王建华^[11]验证了当前动态重叠网格技术处理大幅度船舶运动的可行性;刘子龙等^[12]应用重叠网格技术对弹丸飞离封闭膨胀减压装置的过程进行模拟;郝浩浩^[13]对半潜式火箭发射平台横摇、纵摇和垂荡自由衰减运动进行数值模拟,验证了重叠网格技术解决大幅度非定常运动下半潜式平台网格变形问题的可行性。

为研究火箭漂移工况下脐带塔周围热、力环境,应用重叠网格技术模拟了火箭在发射过程中的漂移运动过程,基于计算效率较高的 S-A 湍流模型开展燃气流场的数值研究,分析了火箭漂移工况下脐带塔表面射流压力、温度的分布规律,揭示了脐带塔表面不同测点处的时程曲线变化趋势。并对单喷管模型进行数值验证工作,证实了模拟方法的合理性。

1 脐带塔与流场模型

1.1 脐带塔模型尺寸

出于对燃气流场模拟计算资源及计算速度的考虑,将模型上对流场影响不大的结构及细节进行必要的简化。由于火箭发射状态下对脐带塔的冲击力主要集中于脐带塔下部,不考虑脐带塔上部的摆杆,仅保留下部的 2 根摆杆;研究重点在于火箭漂移对于脐带塔表面射流压力及温度的影响,因此对承台支撑及箭体进行简化,保留发射平台;加设导流槽装置来模拟燃气射流的导出排放。

脐带塔数值模型具体尺寸如图 1 所示。脐带塔塔身高度为 86 m,正面分为 5 个区,脐带塔沿高度方向截面形状存在变化,脐带塔塔体底部尺寸为 10 m×7.5 m,顶部尺寸为 3.5 m×4 m;摆杆尺寸为 1.2 m×22.4 m×2 m,高度位于距脐带塔底部 6.4 m 处;发射平台尺寸为 23 m×35 m×6.34 m,导流槽在发射平台以下 5 m 处,总长为 44 m,总宽为 35 m;火箭由 3 根箭体组成,共有 2 种尺寸,分别为直径 5 m、长度 43.28 m 的较短箭体和直径 5 m、长度 87.28 m 的较长箭体,每根箭体各有 7 根喷管,喷管入口直径为 0.33 m,出口直径为 1.33 m,总高度为 2.2 m。

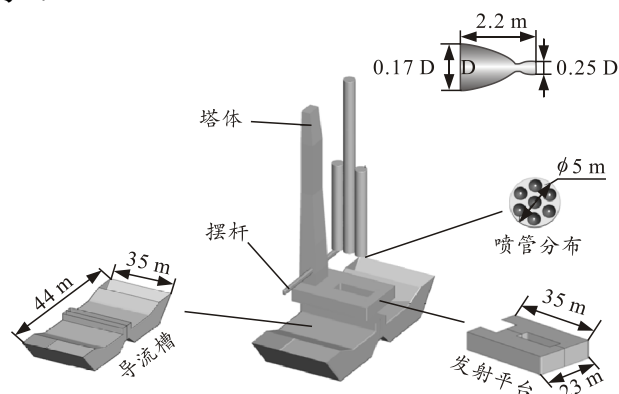


图 1 模型尺寸

1.2 网格划分

采用重叠网格技术模拟火箭发射过程。重叠网格技术是一种更为简便、高效的处理网格运动的方法^[10],与传统动网格技术相比,重叠网格技术在计算过程中不会产生网格畸变、缠绕及负体积等问题,能够始终保持计算网格的质量,进而保证计算结果的准确性^[14]。

为节约计算资源缩短计算时长,应用对称性取一半模型进行模拟,模型中整体流域大小设置为 200 m×150 m×250 m,脐带塔模型位于中间位置,发射平台底部位于流域底部之上 5 m 处,导流槽位于流域之下,其上表面与流域底面相持平。

整个计算域均采用结构化网格划分,整体网格分为背景网格及前景网格 2 部分,如图 2 所示。前置网格包括箭体以及推进器部分,区域设置为火箭箭体及推进器之外的矩形区域,尺寸为 17.9 m×4 m×91.13 m。对喷管处进行网格加密处理,喷管喉部的网格最密,最小网格尺寸为 0.002 m。前置网格四周设为重叠网格交界面,网格总数为 6×10^6 。

背景网格包括脐带塔、发射平台及导流槽部分,对脐带塔表面进行网格加密以保证网格质量。塔体

上最小网格尺寸为 0.05 m。对发射平台进行网格加密,最小网格尺寸为 0.08 m,流域内最小网格尺寸为 0.1 m,背景网格总数为 2×10^7 ,局部网格分布如图 3 所示。

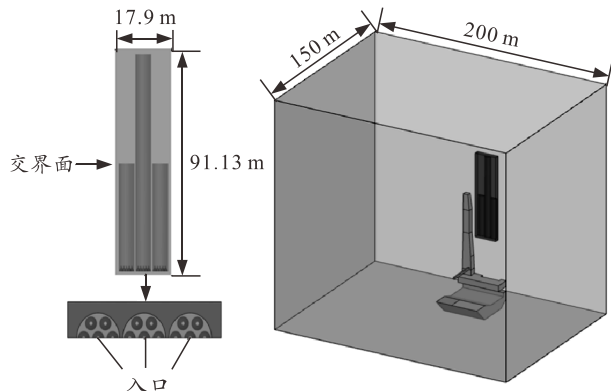


图 2 流域尺寸及分布

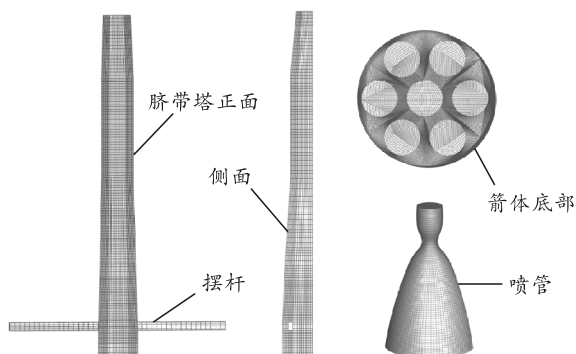


图 3 局部网格划分

2 计算方法

2.1 理论方法

使用 Fluent 软件对燃气射流流场进行模拟,应用 S-A 湍流模型求解 N-S 方程。S-A 模型计算量小,具有迭代速度较快的优势。S-A 湍流模型公式如下:

$$\frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho C_D \frac{K^{3/2}}{L}; \quad (1)$$

$$\mu_t = \rho C_\mu \sqrt{k} l. \quad (2)$$

式中 σ_k 、 C_D 和 C_μ 为经验系数,在一般工程应用中大多选取 $\sigma_k=1$ 、 $C_\mu=0.09$, C_D 可根据不同工况在 0.08 到 0.38 之间选择^[15]。

采用 3 维可压缩的 N-S 方程作为火箭发射模拟的控制方程。燃气射流动力学方程由质量守恒、动量守恒及能量守恒 3 大定律导出^[16],在笛卡尔坐标

系下,含连续性方程、动量方程和能量守恒方程的控制方程组如下^[17]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0; \quad (3)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial(\tau_{ij} + \tau_{ij}^T)}{\partial x_j}; \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial[(\rho E + p)u_i]}{\partial x_i} = \frac{\partial(u_i \tau_{ij})}{\partial x_i} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} + \frac{\partial(u_j \tau_{ij}^T)}{\partial x_j} - \frac{\partial q_i^T}{\partial x_i}. \quad (5)$$

式中: u_i 、 ρ 、 p 、 E 为速度分量、流体的密度、静压和单位质量总能量; τ_{ij} 为分子黏性应力; q_i 为分子热通量项; τ_{ij}^T 为湍流黏性应力; q_i^T 为湍流热通量项。根据涡黏假设, τ_{ij} 、 τ_{ij}^T 、 q_i 及 q_i^T 可表示为:

$$\tau_{ij} = \mu(2S_{ij} - 2\delta_{ij}S_{kk}/3); \quad (6)$$

$$\tau_{ij}^T = \mu^T(2S_{ij} - 2\delta_{ij}S_{kk}/3); \quad (7)$$

$$q_i = -\mu \partial T / (\gamma - 1) Pr \partial x_i; \quad (8)$$

$$q_i^T = -\mu^T \partial T / (\gamma - 1) Pr^T \partial x_i. \quad (9)$$

式中: S_{ij} 为应变率张量; T 为静温; μ 为空气的分子动力学黏性系数; μ^T 是湍流黏性系数; Pr 为层流 Prandtl 数; Pr^T 为湍流 Prandtl 数,常取近似定值 0.92。

选择基于密度的 Coupled 求解方法,计算时间步长为 0.000 1 s,迭代步数为 30 步,时间步为 80 000,计算总时长为 8 s,计算的库朗数不超过 5。基于箭体位移数据,通过编写 UDF 程序在模拟过程中控制箭体位。应用 72 核心对本次燃气射流数值模拟进行计算。

2.2 边界条件设置

定义喷管的入口处为质量流入口,入口边界条件定义为总压 18.8 MPa,总温 3 840 K,燃气组分如表 1 所示,流体域四周设为压力出口条件,压力为大气压强,温度为 300 K;将箭体、发射平台、导流槽、脐带塔以及流体域下表面均设为绝热无滑移壁面;流域上表面边界条件采用对称壁面。由于箭体和流域为分块网格,需将箭体外的前置网格与流体域的重合面均设置为交界面(如图 2 所示),表示流体可以从该交界面流过。

表 1 喷管入口处各组分摩尔分数

组分	H ₂ O	CO ₂	H ₂	CO	H	OH
摩尔分数	0.388 1	0.262 6	0.093 9	0.255 1	0.000 2	0.000 1

2.3 数值验证

为验证模拟的合理性, 将本次模拟的单喷管射流流场结构与欠膨胀燃气射流流场结构进行比较。单喷管模型喷口尺寸同图 2, 圆柱形流域区域直径为 42.4 m, 高为 36.4 m, 模型如图 4 所示。入口条件采用质量流进口, 总压为 18.8 kPa, 总温为 3 840 K; 喷管壁面及流域上表面边界条件均设为绝热无滑移壁面; 流体域四周及底部设置为压力出口条件, 压力为大气压强, 温度为 300 K; 喷管入口处燃气组分如表 1 所示, 采用 Spalart-Allmaras 湍流模型来仿真燃气射流的流体运动。采用以上条件, 对总压为 18.8 kPa 的燃气射流进行模拟, 经计算得到了单喷管射流的马赫数、温度云图, 如图 5 所示。

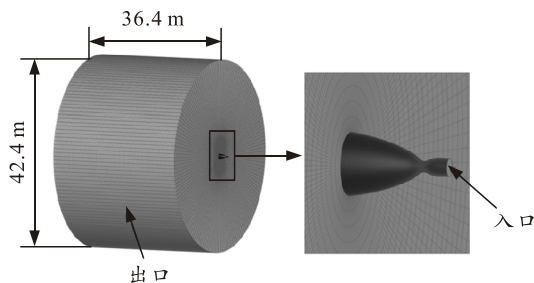


图 4 单喷管模型

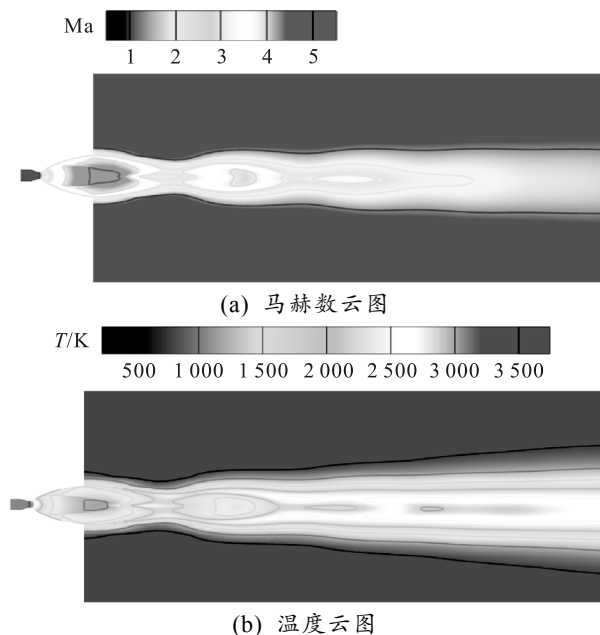


图 5 单喷管模型

由图 5(a) 流场模拟结果马赫数云图可见, 流场中存在清晰的激波结构。喷口处超声速气流压强大于大气压强, 燃气流从高压向低压过渡出现膨胀波, 当气流至自由边界时膨胀波反射产生压缩波, 压缩波相汇经过马赫盘形成反射激波。经过反射激波的气流又会形成膨胀波, 进而流场连续发展下去, 形

成一连串的激波栅格结构。射流经过马赫盘后, 马赫数突然变小, 温度升高, 入口处温度最高, 尾流轴线上温度呈现出升降趋势^[18]。超音速欠膨胀射流结构如图 6 所示。笔者模拟的单喷管射流流场结构符合超声速欠膨胀气流的流场结构, 模拟方法具备合理性。

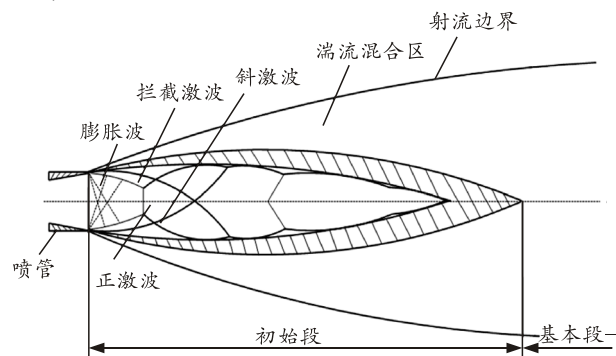


图 6 超音速欠膨胀射流结构

3 计算结果分析

本次火箭发射过程模拟时长共 8 s, 针对本次数值模拟所得的脐带塔温度及射流压力数据, 选取火箭起飞过程中的前期、中期及后期 3 个时刻对射流压力进行分析, 所选时刻分别为 3.2、5.2、8 s; 选取 1.1、6.1 及 8 s 3 个时刻对脐带塔表面温度分布进行分析。为研究脐带塔特定位置的时程曲线变化趋势, 沿脐带塔不同高度共选取 6 个测点。

3.1 脐带塔表面射流压力分布

3.2、5.2、8 s 时脐带塔表面射流压力云图如图 7~9 所示。脐带塔表面射流压力沿高度减小, 3 个时刻下脐带塔射流压力最大值均位于正立面底部, 随着火箭起飞高度和漂移量的增加, 底部射流压力也在增加, 侧面射流压力最大值在底角处, 背面射流压力整体较小。随着火箭与脐带塔之间的距离不断减小, 尾焰对脐带塔底部的冲刷作用增强, 在火箭发射 5~8 s (火箭起飞高度 17.34~50.6 m) 内, 脐带塔正面底部射流压力值在 0.6~0.65 MPa。

火箭起飞高度较低时燃气射流大多经导流槽进行排出, 脐带塔表面受射流冲刷较弱, 当火箭起飞高度增加至 3.65 m 时 (如图 7), 发射平台上射流冲击的范围变大, 由发射平台折返后的燃气射流对脐带塔表面产生冲刷作用, 塔体上射流压力增加, 脐带塔射流压力最大值为 0.16 MPa, 位于正面底部, 侧面最大射流压力位于底角处, 为 -0.02 MPa, 背面受燃气射流影响较小。随着火箭继续升空, 5.2 s 时火箭起飞高度达到 17.34 m, 漂移量为 2.8 m (如图

8), 燃气射流对脐带塔表面的冲刷作用进一步增强, 此时脐带塔射流压力最大值进一步增加至 0.6 MPa, 最不利位置仍出现在正立面底部, 由于尾焰与脐带塔之间距离减小, 导致脐带塔侧面最大射流压力增加至 0.1 MPa, 由于燃气射流的引射作用以及脐带塔所受到的背离气流, 使得脐带塔存在负压。火箭起飞 8 s 时漂移量增加至 4.79 m (如图 9), 箭体与脐带塔之间的距离减小, 由于尾流向脐带塔进一步偏移, 摆杆受到尾焰影响, 射流压力最大值出现在摆杆根部为 0.05 MPa, 塔体底部受射流冲刷严重, 底部射流压力较 5.2 s 时有所增加, 为 0.65 MPa, 射流先冲击于脐带塔正面经耗散后作用于脐带塔背面, 导致背面所受冲刷较弱。

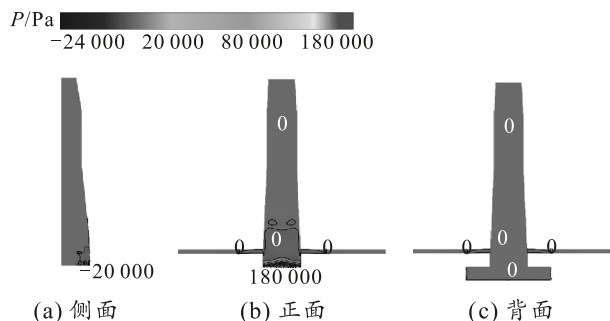


图 7 3.2 s 脐带塔表面射流压力分布

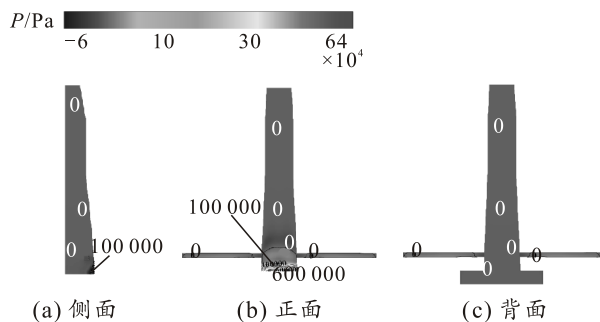


图 8 5.2 s 脐带塔表面射流压力分布

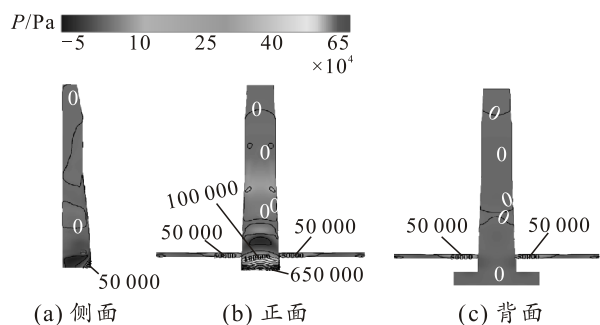


图 9 8 s 脐带塔表面射流压力分布

3.2 脐带塔温度分布特征

1.1、6.1、8 s 时脐带塔表面温度分布如图 10-12 所示。脐带塔受高温影响最大的位置在底部, 底部温度呈现出先上升后下降的趋势, 6 s 时温度可达

3 000 K; 背面沿高度方向温度变化不明显且温度值相对较低; 侧面与背面温度变化趋势相似, 但底角处温度稍高; 摆杆正面温度高于背面, 且摆杆根部的温度稍高。

火箭发射 1.1 s 时火箭起飞高度较低燃气射流大多经导流槽排出, 脐带塔表面温度与环境温度较为接近, 底部温度相对较高为 326 K (如图 10)。6.1 s 时火箭起飞高度达到 26.08 m (如图 11), 随着火箭升高燃气射流与发射平台作用面积增大, 热流冲击于发射平台后进一步作用于脐带塔表面, 此时脐带塔温度升高底部温度可达 3 000 K, 摆杆及背面温度为 400~600 K。8 s 时火箭起飞高度为 50.65 m, 随着飞行高度增加, 热流在作用于脐带塔的过程中热量有所耗散, 脐带塔表面温度下降, 最大值仍位于底部为 950 K (如图 12)。

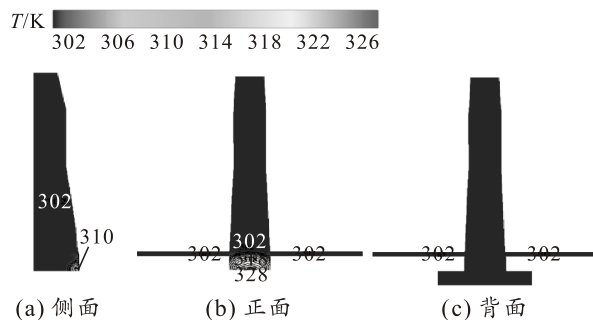


图 10 1.1 s 脐带塔表面温度分布

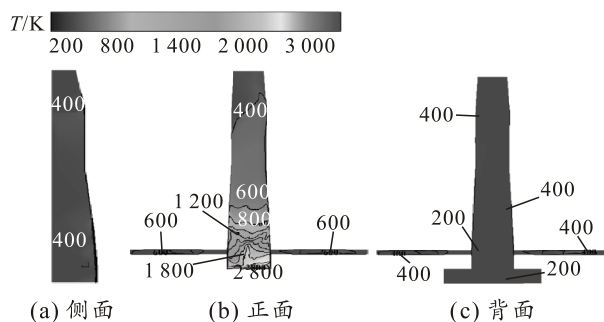


图 11 6.1 s 脐带塔表面温度分布

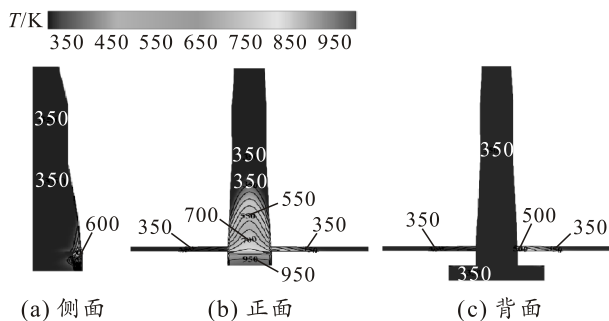


图 12 8 s 脐带塔表面温度分布

3.3 脐带塔压力时程变化特征

脐带塔为高耸结构, 冲击射流作用下其沿高度

方向受压情况不同。为研究脐带塔不同高度处射流压力的时程变化特征,在脐带塔的正立面上选取 3 个不同高度的测点进行时程分析,测点高度分别为 5.845、45.45 和 87.45 m。在脐带塔背面沿高度方向以及射流压力较大处选取 3 个测点,测点分布如图 13 所示。

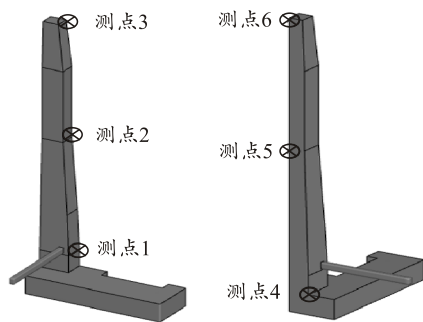
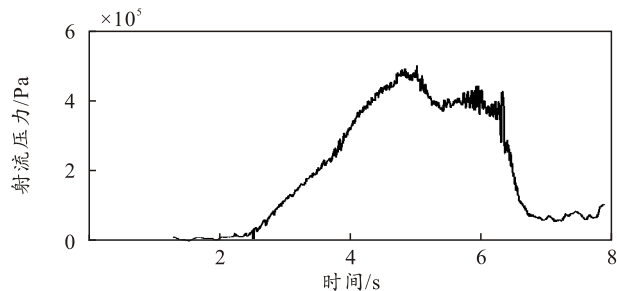


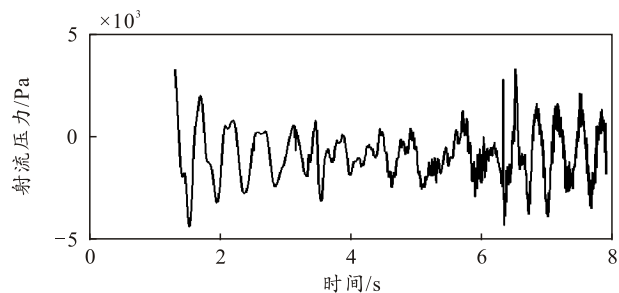
图 13 测点分布

图 14 为 6 个测点的射流压力时程曲线。正面底部测点(测点 1)时程曲线呈现先上升后下降的趋势,其余测点时程曲线均呈现为震荡趋势;正、背面底部测点(测点 1、4)的射流压力最大值相差 0.422 MPa;脐带塔背面测点(测点 4、5、6)峰值压力出现时刻较为接近;射流压力随着测点位置的升高而减小。

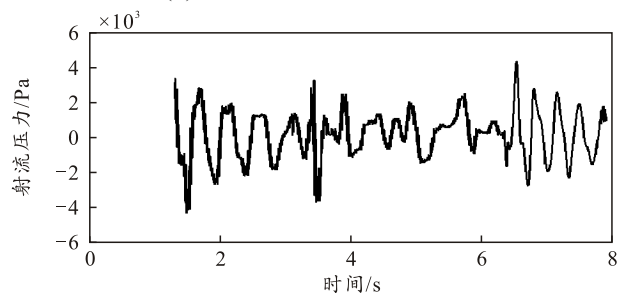
脐带塔正面射流压力较大,正面底部(测点 1)时程曲线呈现先上升后下降趋势,射流压力在火箭起飞高度 20 m(5 s)时达到峰值,最大值为 0.5 MPa;脐带塔正面中部、上部位置测点(测点 2、3)的时程曲线呈现震荡趋势,1~3 s、6.5~8 s 近似于周期震荡,1~3 s 时震荡周期较大,脐带塔正面中部及上部(测点 2、3)射流压力峰值均出现在 6.5 s 左右,2 个测点(测点 2、3)射流压力峰值分别为 0.053 和 0.044 MPa。火箭飞行高度为 28.7~29 m (6.3~6.5 s)时背面测点(测点 4、5、6)时程曲线出现峰值,背面测点的时程曲线在火箭发射初期(1~3.5 s)及火箭发射后期(6.5~8 s)均呈现出近似周期震荡的趋势,1~3.5 s 振幅呈减小趋势背面底部测点(测点 4)射流峰值压力最大,为 0.048 MPa。



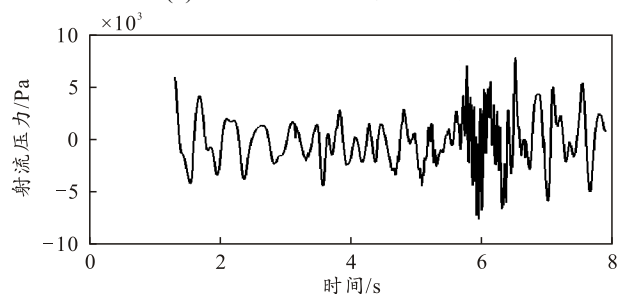
(a) 测点 1 处压力时程曲线



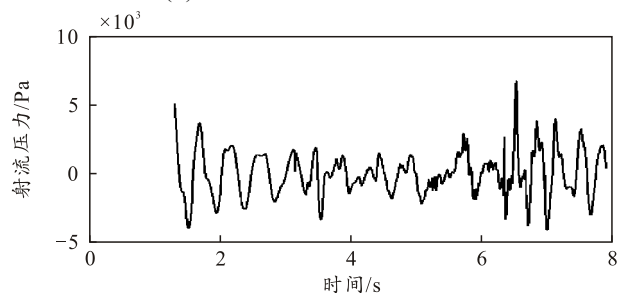
(b) 测点 2 处压力时程曲线



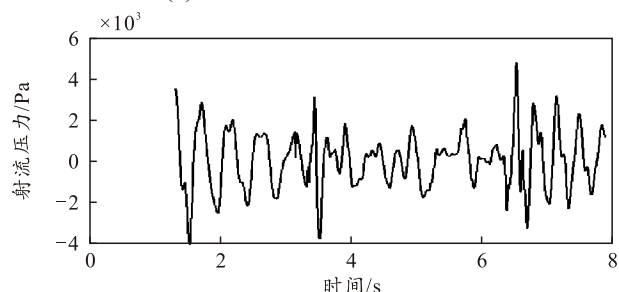
(c) 测点 3 处压力时程曲线



(d) 测点 4 处压力时程曲线



(e) 测点 5 处压力时程曲线



(f) 测点 6 处压力时程曲线

图 14 测点时程压力曲线

4 结论

研究基于 CFD 数值模拟方法,针对火箭漂移工况,应用重叠网格技术模拟了火箭在发射过程中的

漂移运动过程,开展脐带塔周围热、力环境的数值研究,分析了火箭横向运动对脐带塔表面温度及射流压力的影响,揭示了脐带塔不同测点处的时程曲线变化趋势。结论如下:

1) 在火箭起飞过程中,脐带塔的最大射流压力始终位于其底部,随着火箭与脐带塔之间横向距离减小,脐带塔射流压力变大,当火箭漂移量为 4.79 m 时,脐带塔表面射流压力最大值可达 0.65 MPa;由于燃气射流的引射作用以及脐带塔所受到的背离气流,使得脐带塔表面存在负压。

2) 脐带塔底部受高温影响较大,6 s 时底部温度可达 3 000 K;在发射过程中脐带塔整体温度呈现出先上升后下降的趋势,随着火箭升空,热流在作用于脐带塔的过程中耗散增加,脐带塔表面温度有所降低;背侧面受热流影响相对较小,温度较低。

3) 脐带塔正面底部(测点 1)的压力时程曲线呈现出先上升后下降的趋势,且射流压力变化幅度较大,5 s 时达到峰值,射流压力最大值为 0.5 MPa;其余测点的时程曲线变化趋势接近于周期性震荡;正、背面底部测点(测点 1、4)的射流压力最大值相差 0.422 MPa。

参考文献:

- [1] GAWADA R A, ZHU L G. A Numerical Simulation Study for A Dual Thrust Solid Propellant Rocket Motor Nozzle[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2022, 2235(1): 012010.
- [2] 李志刚,周珊,王华. 某型运载火箭单喷管轴对称模型数值模拟[J]. 兵工自动化, 2018, 37(6): 93-96.
- [3] 王华. 某运载火箭发射燃气流场的仿真计算[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- [4] 许祥熙. 火箭弹燃气射流及其环境特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2020.
- [5] 赵凌波. 燃气射流数值模拟及对多管火箭发射动力学影响分析[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
- [6] 杨雪. 超声速降落伞流场—结构数值仿真关键技术问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- [7] TANG H, JONES S C, SOTIROPOULOS F. An overset-grid method for 3D unsteady incompressible flows[J]. Journal of Computational Physics, Elsevier, 2003, 191(2): 567-600.
- [8] CHAN W, GOMEZ R, ROGERS S, et al. Best practices in overset grid generation[C]//32nd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. AIAA, 2002: 3191.
- [9] 程萍, 万德成. 基于重叠网格法数值分析塔架对风机气动性能的影响[J]. 水动力学研究与进展(A 辑), 2017, 32(1): 32-39.
- [10] 卢泽辉. 基于重叠网格方法的浮式风机系统气-水动力性能 CFD 分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- [11] 王建华. 基于重叠网格技术的船舶操纵运动直接数值模拟[D]. 上海: 上海交通大学, 2018.
- [12] 刘子龙, 戴劲松, 林圣业. 封闭膨胀减压装置对弹丸运动的影响[J]. 兵器装备工程学报, 2022, 43(11): 118-122.
- [13] 郝浩浩. 火箭发射平台运动性能及阻尼板的应用研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2017.
- [14] 王贵春, 曹宗恒. 基于重叠网格法的斜拉索涡激振动分析[J]. 郑州大学学报(理学版), 2021, 53(3): 119-126.
- [15] LAUNDERB E, SPALDINGD B. The numerical computation of turbulent flows[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974, 3(2): 269-289.
- [16] 姜超. 燃气射流冲击发射箱载荷效应研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.
- [17] 余元元, 王方元, 王彬. 超声速火箭橇流动特征和气动激励振动分析[J]. 西北工业大学学报, 2022, 40(5): 1080-1089.
- [18] 王华, 李志刚, 周珊. 某型运载火箭发射流场数值模拟[J]. 兵工自动化, 2017, 36(12): 56-58, 79.