

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.04.013

倾斜喷管发动机对新型发射台的冲击特性

周昀廷¹, 马长胜², 马竞雯¹, 乐贵高¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 南京 210094; 2. 陆军装备部驻南京地区军事代表局, 南京 210094)

摘要: 为了研究某安装倾斜喷管发动机的运载火箭对新型发射台的冲击特性, 基于三维可压缩多组分输运 Navier-Stokes 方程、Realizable $k-\epsilon$ 两方程湍流模型、总变差不增 (Total variation diminishing, TVD) 离散格式, 建立了火箭燃气射流模型并用其与实验结果进行对比, 验证了计算模型的准度和精度。通过数值模拟, 研究不同起飞高度、不同冲击方向下射流冲击发射平台的影响, 并考虑火箭漂移现象。结果表明, 两台发动机羽流汇合成一道, 喷管倾角导致其无法竖直通过导流孔, 随着起飞高度的增加, 燃气流冲击区域逐渐移动到前置设备间上表面, 形成较大的热、力载荷, 且漂移现象会加快该过程。随着起飞高度进一步增加, 作用到台面上的载荷逐渐峰值减小但冲击区域逐渐扩大。仿真结果可为新型发射平台热防护设计以及前置设备间钢架结构强度校核提供依据。

关键词: 运载火箭; 新型活动发射平台; 热、力载荷; 燃气射流; 漂移

中图分类号: V553.1

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)04-0713-10

Impact Characteristics of Rocket Engine with Inclined Nozzle on a New Launch Pad

ZHOU Yunting¹, MA Changsheng², MA Jingwen¹, LE Guigao¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. Military Representative Bureau of Land Equipment in Nanjing, Nanjing 210094, China)

Abstract: To investigate the impact characteristics of a launch vehicle equipped with inclined nozzle engines on a new type of launch platform, a rocket gas jet model is established based on the three-dimensional compressible multi-component transport Navier-Stokes equations, the Realizable $k-\epsilon$ two-equation turbulence model, and the total variation diminishing (TVD) discretization scheme. This model is then compared with experiments to validate the accuracy and precision. Through numerical simulations, the effects of jet impact on the launch platform under different takeoff heights and impact directions are studied, and the rocket drift phenomenon is considered. Results show that the plumes from the two engines merge into one, and the inclination angle of the nozzle leads it unable to pass vertically through the hole. As the takeoff height increases, the impact area of the gas flow gradually moves to the upper surface of the front equipment room, forming significant thermal and mechanical loads, and the drift phenomenon accelerates this process. As the takeoff height further increases, the peak load on the platform surface gradually decreases, but the impact area continues to expand. The simulation results can provide a basis for the thermal protection design of the new launch platform and the strength verification of the steel frame structure of the front equipment room.

Key words: launch vehicle; new mobile launch pad; thermal and mechanical loads; gas jet; drift

近年来,随着中国相继开展了一系列重大航天活动,发射任务日益加重。作为探索宇宙的第1道关口,航天发射活动的安全性、可靠性极其重要^[1-2]。火箭发射时,发射台面、框架和支撑装置等

收稿日期: 2024-10-12; 修订日期: 2025-03-25

通信作者: 乐贵高, 男, 研究员, 博士生导师, E-mail: leguigao@njust.edu.cn。

引用格式: 周昀廷, 马长胜, 马竞雯, 等. 倾斜喷管发动机对新型发射台的冲击特性[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(4): 713-722. ZHOU Yunting, MA Changsheng, MA Jingwen, et al. Impact characteristics of rocket engine with inclined nozzle on a new launch pad[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(4): 713-722.

设备都在燃气射流的破坏威胁范围内^[3-4]。如中国 CZ-6A 运载火箭发射后对太原 9A 工位损毁情况较为严重,修复难度及规模明显增大,修复周期明显增长^[5]。对发射平台进行热、力环境分析和预测非常重要,既能提高安全性,又能增加其使用寿命,节约成本。

目前,中国为新一代运载火箭专门研制了能够配合火箭完成组装、测试、转场、加注及发射的新型活动发射平台^[6]。为满足火箭测发设备在发射平台内部的放置需求,活动发射平台上层台体四角设计有 4 个钢架结构的前置设备间。设备间顶部除满足人员操作外,主要承受火箭发射过程的燃气流载荷,保护内部的相关设备。通常情况下,火箭发射时的燃气射流可以顺利排导而出。但由于某些发动机安装具有一定角度,随着发射高度的增加,以及漂移现象的产生,燃气射流势必会冲击到设备间顶部表面,导致发射环境恶化,影响使用寿命并有安全隐患^[7-8]。与平台中部厚实的支撑臂以及导流孔相比,四角钢架钢板搭建而成的设备间,在受到燃气流冲击时,更容易出现严重烧蚀、变形等问题。因此,为了设计更合理的热防护方法^[9],对新型活动发射平台进行热、力环境分析非常重要。

国内外有大量学者对运载火箭起飞阶段热力环境进行了研究。为降低金牛座 II 动力系统试验的风险,在试验平台设计中,NASA 马歇尔飞行中心的 Strutzenberg 等^[10]开展了金牛座动力系统试验的数值模拟工作。肯尼迪航天中心的 Harris 等^[11]采用数值仿真的方法对发射台导流槽进行热分析与烧蚀分析。Salehian 等^[12]采用流体体积 (Volume of fluid, VOF) 模型及混合大涡模拟-非定常雷诺平均模拟模型研究了喷水对火箭发射过程的噪声抑制作用。蔡红华等^[13]采用 CFD 软件计算了液氧煤油发动机尾焰对 3 种不同导流槽的冲击流场进行了三维数值模拟,对比分析了冲击不同导流槽的尾焰燃气流动以及热力响应。孙培杰等^[14]使用欧拉离散相气-固耦合流动模型,考虑含有 Al_2O_3 颗粒的固液捆绑运载火箭羽流对发射平台的冲击。赵晨耕等^[15]用数值方法研究了双喷管火箭对导流槽、发射台的冲击,并考虑了火箭漂移。罗天培等^[16]采用离散相模型 (Discrete phase model, DPM) 对试验台喷水降噪和导流槽底部喷水降温进行了研究。

上述文献为火箭燃气射流的研究提供了参考。但目前的研究大多局限于竖直向下的火箭发动机对支撑臂、导流槽等的射流冲击^[17],而对发射平台前置设备间以及脐带塔的热力环境的研究相对欠缺^[18-21]。本文以某运载火箭为研究对象,图 1^[22]为该火箭发射时拍摄的燃气流画面。可以



图 1 火箭发动机羽流^[22]

Fig.1 Rocket engine gas jet^[22]

看出其芯级发动机燃气流竖直向下,助推器发动机燃气流呈倾斜状态。随着起飞高度的增加,助推器的燃气射流将直接冲击到设备间顶面以及脐带塔。本文对该过程进行数值模拟,分析其温度和压强分布,并考虑漂移作用以及不同漂移方向的结果的对比,为后续的热防护工作,以及设备间钢架结构设计提供依据。

1 计算模型与计算方法

1.1 计算模型

中国某液体捆绑火箭,芯级安装两台 500 kN 发动机,喷管出口与水平面平行,4 个助推器各安装两台 1 200 kN 发动机,喷管出口向远离芯级方向偏转一定角度^[23]。该运载火箭起飞阶段,芯级发动机羽流场远小于助推器发动机羽流场,且竖直向下可以较好地通过导流孔排导而出。故可以认为,对设备间顶面以及脐带塔的燃气流载荷由助推器发动机产生。因此,选取偏向被冲击区域单个助推器为研究对象,计算模型如图 2 所示。两台发动机为液氧煤油型,喷管出口直径为 D ,喉部直径为 $0.17D$,入口直径为 $0.28D$,高度为 $1.61D$,定义设备间顶面中心为坐标系原点, z 轴竖直向下。

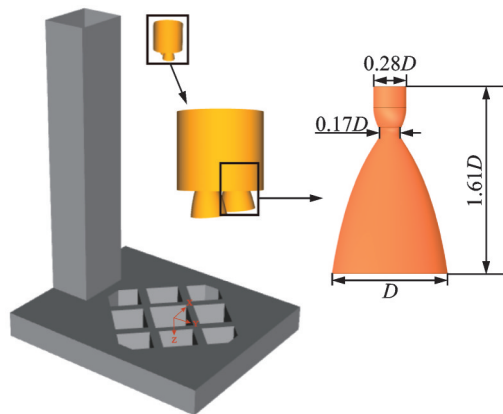


图 2 计算模型

Fig.2 Computational model

1.2 计算网格

如图 3 所示,采用分块化划分网格方法,将整个计算模型分为几个子块,分别独立划分结构网格。计算域均采用六面体结构网格,该方法网格正交性、光顺性较好,收敛快、误差较小。对发动机喷管、设备间顶面等重点区域的网格进行加密处理,使计算精度进一步提高,同时对各壁面也进行边界层加密,避免压力、温度等物理量的剧烈变化,网格总数达到 900 万以上。

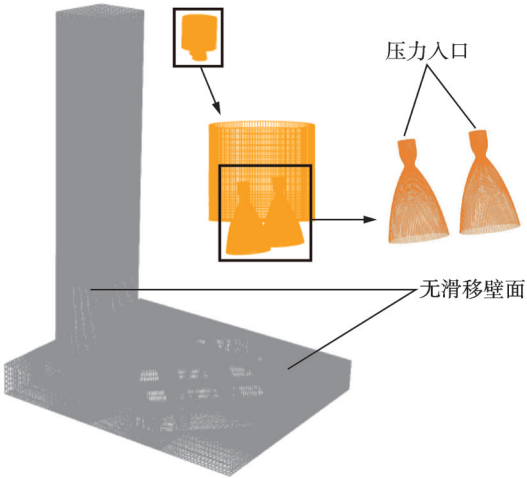


图 3 计算网格
Fig.3 Computational grid

为了进行网格无关性验证,在原网格 964 万的基础上,增加到 1 143 万和 1 362 万 3 套网格进行计算,提取两喷管出口圆心点连线中线上的压强分布对 3 套网格进行评估,结果如图 4 所示。可以看出,3 套网格的结果基本一致,增加网格数量几乎没有影响,故为提高计算效率,选取数量为 964 万的网格进行后续研究。

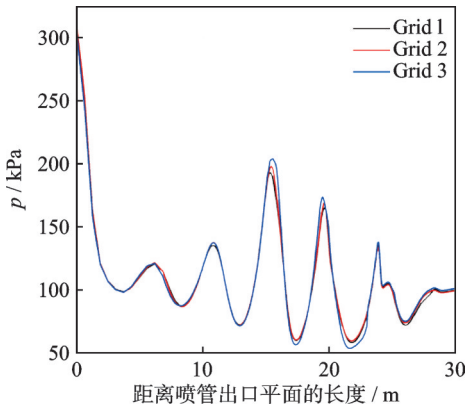


图 4 网格无关性验证
Fig.4 Grid independence verification

1.3 计算条件

喷管入口设置为压力入口,燃气组分如表 1 所示,定义总温 3 812.4 K,总压 17.67 MPa,环境为空气,温度 300 K,压强 101 325 Pa,四周为压力出口。

表 1 喷管入口燃气组分
Table 1 Molar fraction at nozzle inlet

组分	摩尔分数
H ₂ O	0.389
CO ₂	0.262
CO	0.255
H ₂	0.094

火箭箭体及设备间顶面、脐带塔壁面均定义为无滑移绝热壁面。使用 CFD⁺⁺ 数值模拟软件,64 个 CPU 并行计算,时间步长为 4e-5 s。

1.4 数值方法

1.4.1 控制方程

火箭发动机燃气射流为高度欠膨胀超声速流动,针对本文计算模型,建立真实燃气与空气多组分控制方程,首先做出以下基本假设:(1) 燃气流为纯气相可压缩流体;(2) 各组分均满足理想气体状态方程;(3) 忽略重力的作用且不考虑化学反应。

直角坐标系中,三维可压缩 N-S 方程的守恒形式

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial x} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial y} + \frac{\partial (H - H_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

$$\begin{cases} U = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T \\ F = [\rho u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, \rho u(e + p/\rho)]^T \\ G = [\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho v(e + p/\rho)]^T \\ H = [\rho w, \rho uw, \rho vw, \rho w^2 + p, \rho w(e + p/\rho)]^T \\ F_v = [0, \tau_{xx}, \tau_{xy}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + K\partial T/\partial x]^T \\ G_v = [0, \tau_{yx}, \tau_{yy}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + K\partial T/\partial y]^T \\ H_v = [0, \tau_{zx}, \tau_{zy}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} + K\partial T/\partial z]^T \end{cases} \quad (2)$$
$$\quad (3)$$

式中: U 为流动变量; F 、 G 、 H 为气流通量矢量; F_v 、 G_v 、 H_v 为黏性通量矢量; K 为热传导系数; T 为环境温度; p 、 ρ 、 e 、 τ 、 μ 分别为压力、密度、比动能、应力、黏性系数; u 、 v 、 w 分别为速度在 x 、 y 、 z 方向上的分量。

多组分输运方程如下

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho v Y_i) = -\nabla \cdot J_i + R_i + S_i \quad (4)$$

式中: Y_i 为组分 i 的质量分数; J_i 为组分扩散通量; R_i 为组分 i 在化学反应后的净生成率; S_i 为自定义源项的离散相引起的生成率。

1.4.2 湍流模型

湍流采用雷诺平均方法模拟,使用 Realizable k - ϵ 模型,与标准 k - ϵ 模型相比,增加了湍流黏性变

化,湍动黏度 μ_t 中的系数 C_μ 不是常数,而是与应变速率相关,这样的形式能更好地表示能量转换。

湍动能 k 和耗散率 ϵ 的方程为

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \epsilon \tag{5}$$

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \epsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 E \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k + \sqrt{\nu \epsilon}} \tag{6}$$

式中: μ 为混合物黏性; G_k 为平均速度梯度引起的湍动能 k 的产生项;常数系数 $\sigma_k=1.0$, $\sigma_\epsilon=1.2$, $C_1=1.44$, $C_2=1.9$; E 为平均特征应变率。

1.4.3 离散格式

运载火箭助推器发动机推力远大于芯级火箭发动机,其燃烧室总温总压较高,燃气射流为高度欠膨胀超声速射流。采用有限体积法对每个网格单元进行数值积分,流动通量采用二阶迎风总变差不增(Total variation diminishing, TVD)格式进行离散,黏性通量采用二阶中心差分格式离散。该算法收敛性好、计算精度高、自动捕捉激波能力较强。

2 模型验证

为了验证本文数值模型的有效性,采用本文数值方法计算欠膨胀射流冲击平板流场,并与文献[24]的结果进行比较。实验所用喷管出口直径 $d=2.54\text{ cm}$,喷管上游压缩段采用三阶多项式设计^[25],收缩率为5,选取几个典型工况进行数值模拟,具体参数由表2给出。

图5为喷管压力比(Nozzle pressure ratio, NPR)($\text{NPR}=p_0/p_\infty$)为3.7和5.0的喷管在出口与平板距离 $h=2d$,以及 $\text{NPR}=3.7$ 、 $h=4d$ 时的马赫数流场。图6为 $\text{NPR}=3.7$ 时, h 分别为 $2d$ 、 $4d$ 的实验和仿真压力分布对比,图6中横坐标为平板上距离射流中心的径向距离 r 与喷管出口直径 d 的比值,纵坐标为表面压力系数 C_p ($C_p=(p_s-p_\infty)/(p_0-p_\infty)$), $h=2d$ 时最大相对误差为6.85%, $h=4d$ 时最大相对误差为5.56%。可以看出,云图中流场结构以及平板表面压力分布均与实验结果一致,证明本文数值模型可靠有效。

表 2 实验工况设置

Table 2 Setting of experimental working conditions		
工况	NPR	h/d
1	3.7	2
2	5.0	2
3	3.7	4

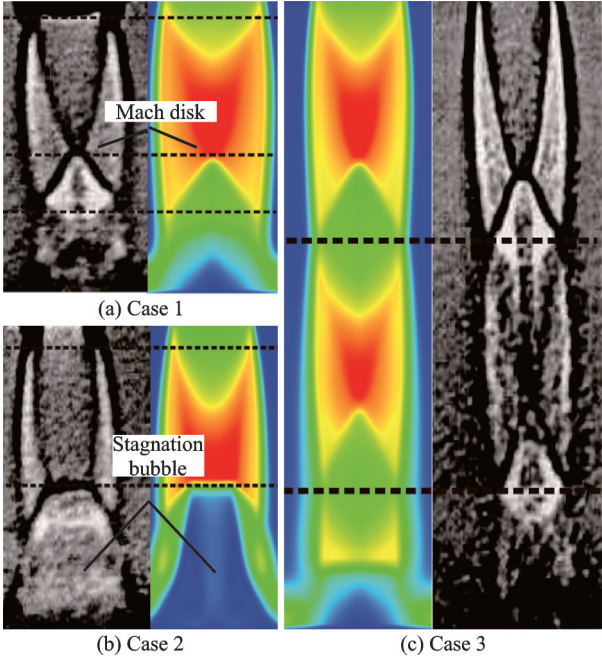


图 5 不同工况流场

Fig.5 Flow field of different working conditions

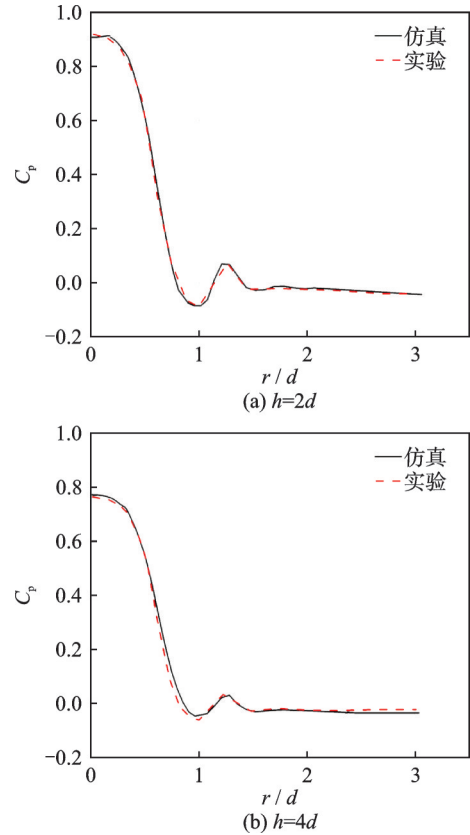


图 6 平板表面压力分布

Fig.6 Pressure distributions on the flat plate

3 结果与分析

图7显示了新型活动发射平台与计算模型之间的对应关系,虚线框内部为支撑装置和导流孔等设备,外部为钢架结构的前置设备间。从图中可以看到,4个助推器分别朝向4个设备间布置,又因其

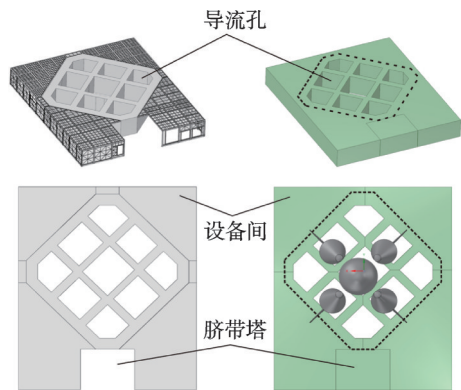


图 7 设备间区域示意图

Fig.7 Schematic diagram of equipment room

发动机喷管外翻一定倾角,故燃气流载荷由朝向设备间一侧的助推器发动机产生,其他发动机几乎作用不到该侧设备间顶面。

为探究燃气射流冲击活动发射平台前置设备间的最恶劣情况,初步选取发射阶段几个典型高度进行研究,使用商业软件输出设备间上表面竖直方向受力情况,结果如图 8 所示。可以看出,高度较低时,平台遭受冲击不大,这是由于燃气射流排导情况良好,高度较高时冲击亦不大,这是由于虽然射流正冲击到台面上,但火箭已经逐渐远离了发射平台。同时,结合发射任务实测数据,最终确定了火箭起飞 4.9 和 6 s 时刻,即起飞高度 30 和 40 m 时新型活动发射平台前置设备间载荷较为恶劣。

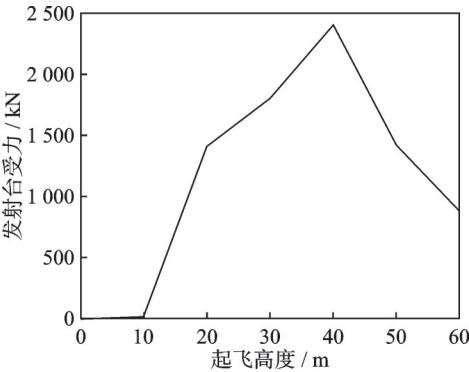


图 8 不同起飞高度发射台受力

Fig.8 Force on launch pad at different takeoff altitudes

另外,火箭脱离发射台至箭尾离开发射塔顶端的阶段,受瞬时风力、部件安装误差、约束解除震荡等内外干扰因素作用,会发生横向质心运动和绕心运动,即漂移现象,这将导致燃气流更加难以排导,形成载荷。本文将火箭运动分成无漂移和有漂移两组,将活动发射平台分为 4 个半区,以罗马数字标识,如图 9 所示。活动发射平台设备间具有对称性,故选择其中一半进行研究,共设置 6 个工况,如表 3 所示。火箭漂移方向及漂移量考虑最恶劣情况,即垂直朝向设备间漂移,图 10 为俯视角下各工

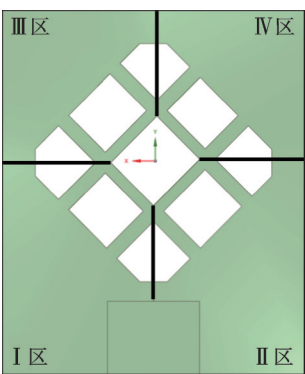


图 9 区域划分

Fig.9 Area division

表 3 计算工况设置

Table 3 Setting of calculation working conditions

工况	起飞高度/m	漂移方向	漂移量/m
1	30	无	无
2	30	I 区	1.36
3	30	无	无
4	30	III 区	1.36
5	40	无	无
6	40	I 区	2.03

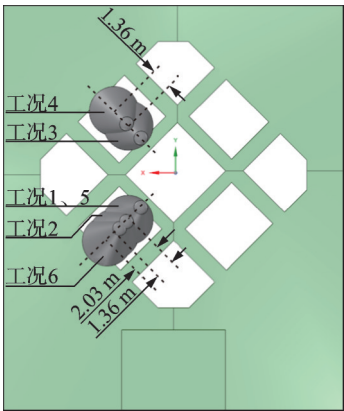


图 10 漂移示意

Fig.10 Drift indication

况漂移示意图,30 m 高度漂移量 1.36 m,40 m 高度漂移量 2.03 m,该漂移量由实际发射任务遥测数据给出。

3.1 尾焰射流流场分布

图 11、12 分别为 30 和 40 m 起飞高度时带倾角的双喷管火箭发动机羽流,过喷管中心截面的压强、温度以及马赫数云图。可以看出,高温高压的燃气经火箭发动机喷管喷射后,形成高度欠膨胀超声速射流,燃气流场中可见清晰的喷流波节。由于两喷管之间存在一定角度,离开喷管出口后,两股射流之间的干扰很弱,从第 3 道马赫盘开始,两股射流逐渐开始接触并相互作用,到第 5 道马赫盘后,汇聚成一股燃气射流对活动发射平台上层形成冲击。

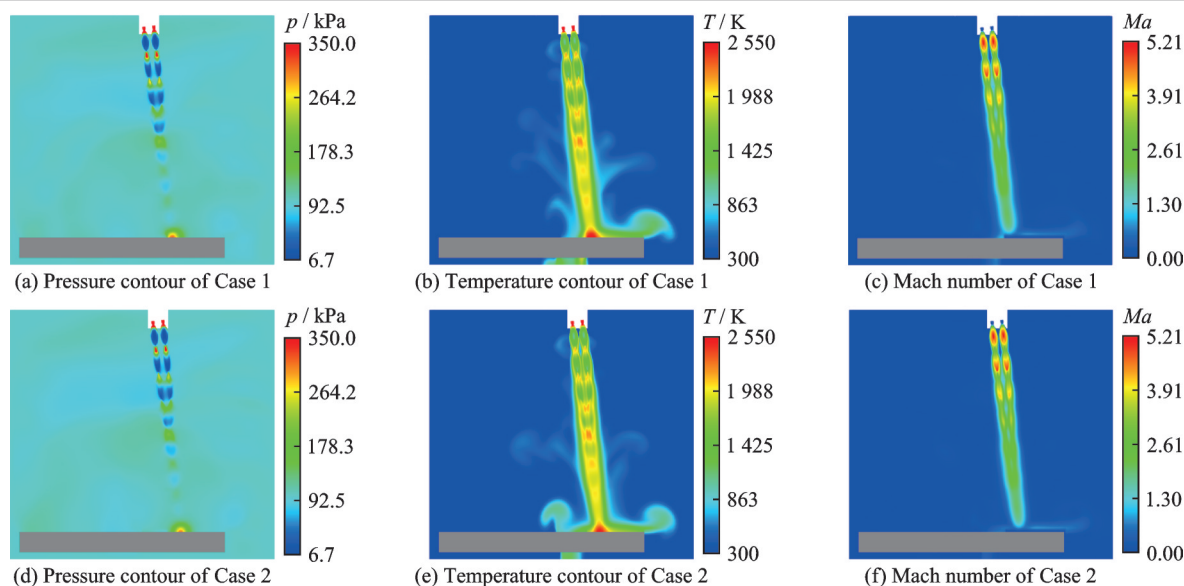


图 11 30 m 起飞高度燃气流场

Fig.11 Flow field at takeoff altitude of 30 m

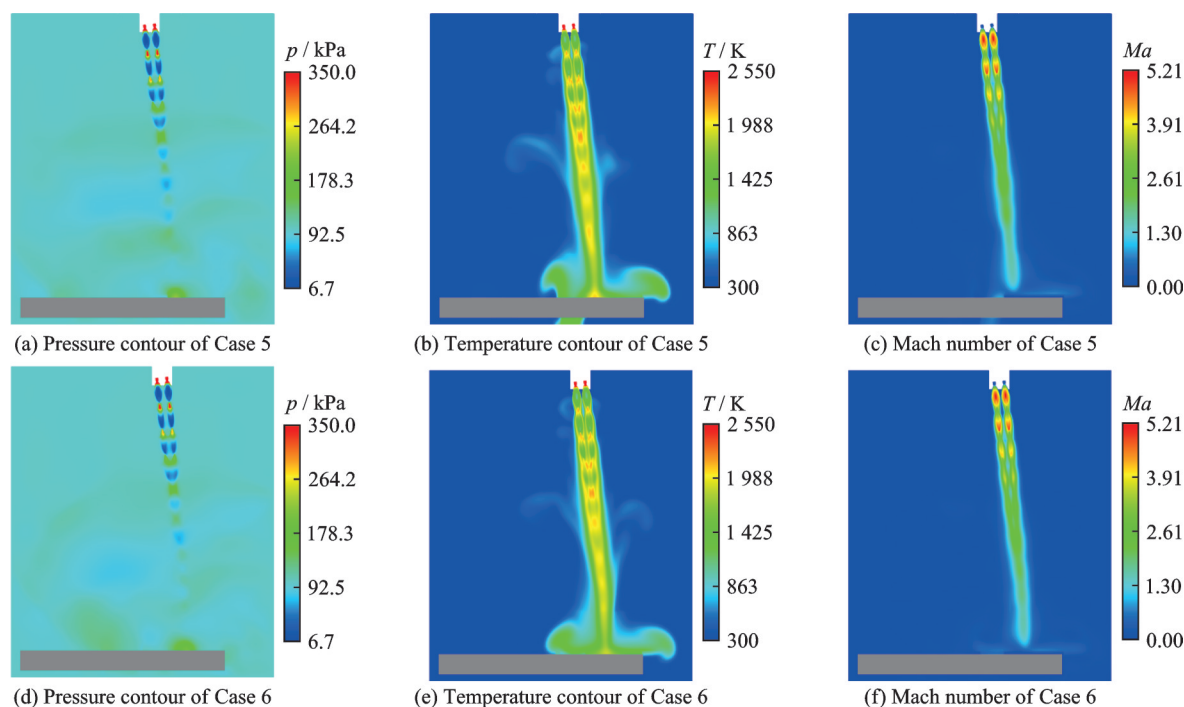


图 12 40 m 起飞高度燃气流场

Fig.12 Flow field at takeoff altitude of 40 m

可以看出,火箭处于发射起飞阶段,燃气流向发射平台,速度较低,最大马赫数为 5.21,并持续衰减。发动机燃气射流冲击到发射台上表面并产生反溅现象,燃气聚积,导致局部压力、温度显著升高,形成恶劣热力载荷,对设备间钢架结构产生较大影响,降低其使用寿命甚至产生安全隐患。

图 11、12 中对比了运载火箭无漂移和有漂移两种不同起飞工况。温度云图可以看出,在 30 m 高度,火箭无漂移起飞时,仍有部分燃气可以通过导流孔排导出,因此燃气射流向两侧的冲击反溅极不对称,设备间钢板一侧反溅作用明显较强,导

流孔一侧现象比较微弱,几乎没有反溅,而有漂移起飞时,由于横向位移,燃气排导量进一步减少,导流孔一侧也出现了一定程度的反溅。40 m 高度时,无漂移起飞即造成燃气向两侧反溅,仅有很少一部分燃气可以排导,有漂移起飞时,燃气射流则几乎完全无法排导,全部冲击在活动发射平台上表面,形成严重的反溅以及聚积现象,使热力环境恶化。

图 13 为各工况压强分布情况在活动发射平台上表面附近的放大云图,图中黑色虚线为导流孔边缘位置示意。燃气射流冲击到台面时,由于燃气的

聚集积累,在反溅区域形成一小块高温高压区域,30 m高度工况最大压强超过300 kPa,最高温度超过2 500 K;40 m高度工况最大压强达到220 kPa以上,最高温度达到2 000 K以上。可以明显看出,无漂移工况下,由于燃气仍能得到部分排导,反溅区域为不完整半球,而在漂移的影响下,反溅呈一个完整半球形区域且完全作用于活动发射平台上表面。另外,相较于30 m高度时,40 m高度情况下反溅区域扩大,反溅高度增加,但温度、压强都有所下降,整体来看,热力环境有所改善。

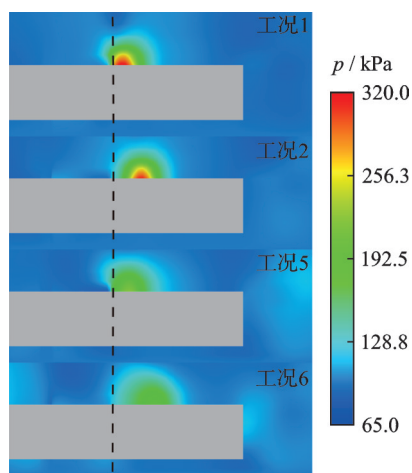


图13 台面附近压强分布

Fig.13 Pressure distribution near the surface

3.2 尾焰对设备间以及脐带塔的冲击

基于上述的运载火箭燃气射流冲击活动发射平台数值模型,对带倾角的助推火箭发动机开展研究,分析运载火箭发动机尾焰对设备间以及脐带塔的冲击。图14~16为6个不同工况下活动发射平台设备间以及脐带塔的压强和温度云图。

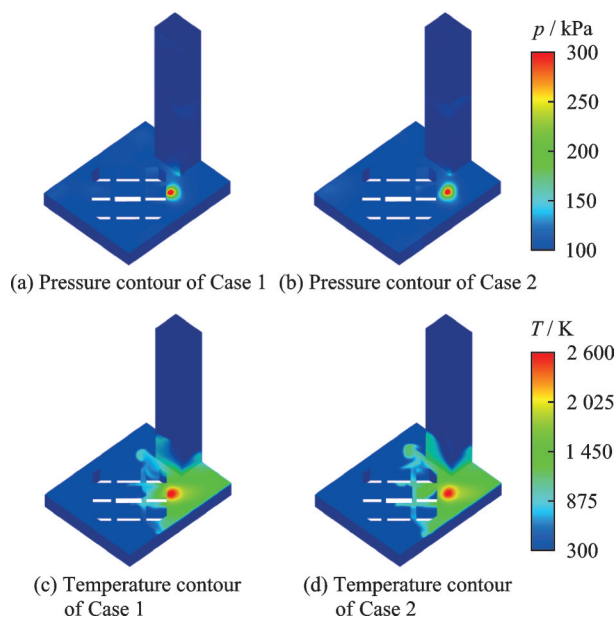


图14 30 m冲击I区

Fig.14 Impact zone I at 30 m

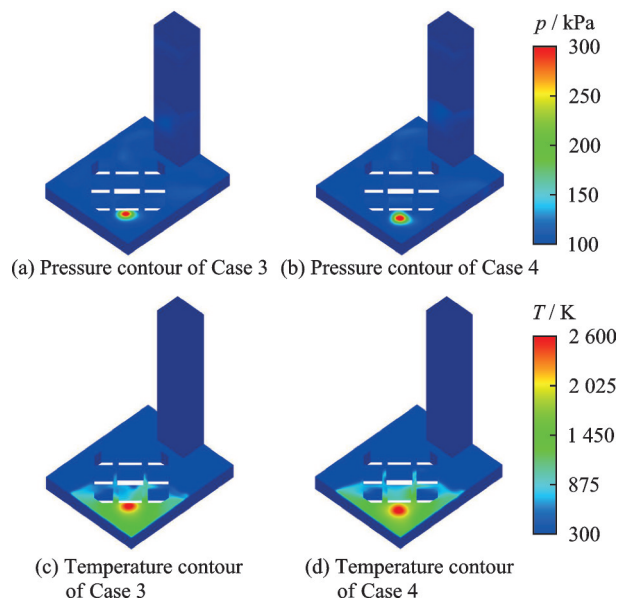


图15 30 m冲击Ⅲ区

Fig.15 Impact zone III at 30 m

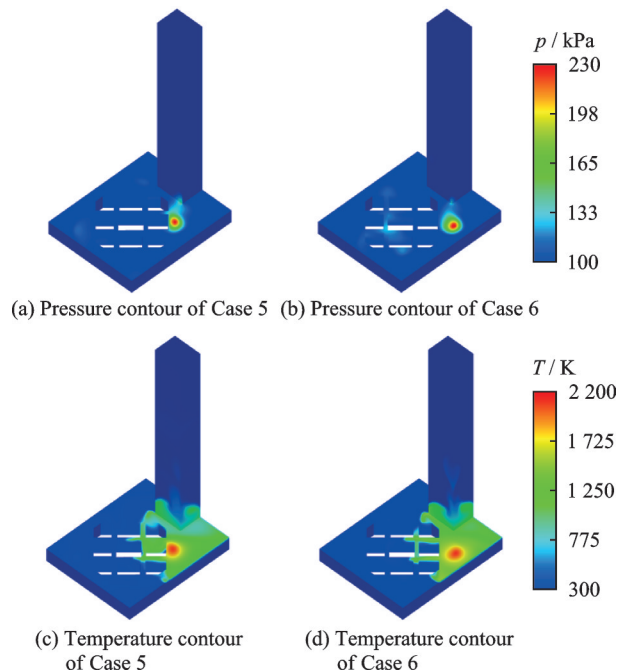


图16 40 m冲击I区

Fig.16 Impact zone I at 40 m

可以看出,燃气射流在该段飞行高度下,排导效果较差,会冲击到活动发射平台上表面形成局部高温高压区域。云图显示,尾焰冲击造成的力载荷区域较小,仅为一块近圆形区域,30 m起飞高度下冲击核心高压区域直径约为4 m,40 m起飞高度下冲击核心高压区域直径约为6 m,压强分布沿半径方向逐渐减小。而热载荷区域较大,除了与力载荷面积相当的核心高温区域外,整个冲击半区前置设备间上表面温度都较高,甚至脐带塔也受到了一定程度的影响。

图14、15为30 m起飞高度下活动发射平台压强和温度分布云图。可以看出,中心区域压强超过

300 kPa, 约为一个半径 1 m 的圆形区域, 无漂移情况下峰值为 329.13 kPa, 有漂移情况下压强峰值达到 343.74 kPa, 增大了 4.43%。核心区域外压强几乎没有变化, 维持在 1 个大气压左右, 仅在脐带塔与设备间钢板连接处有些升高, 大约 150 kPa。温度方面, 同样的, 在冲击核心部位半径约 1 m 的圆形区域内, 温度超过 2 600 K, 无漂移和有漂移工况温度峰值分别为 2 669 K 和 2 693 K, 漂移导致温度峰值增加约 0.9%, 除核心高温区域外整个冲击半区温度都较高, 高温热载荷区甚至扩散到两个相邻方向的半区, 温度达到 1 900 K 左右。对比不同漂移方向, 可以看出, 在核心区域, 压强和温度分布情况基本相同, 主要区别为向 I 区漂移时反溅射流会对脐带塔产生一定的影响, 力载荷主要体现在脐带塔脚下部位, 而热载荷区域相对较大, 脐带塔下部朝向 I 区的两面温度都较高, 平均达到 1 100 K, 漂移情况下热载荷影响高度甚至达到脐带塔 7 m 高的位置, 这将导致发射环境更加恶化。

图 16 为 40 m 起飞高度下活动发射平台压强和温度分布云图。可以看出, 压强分布规律与 30 m 基本一致, 但数值有所下降, 冲击核心有半径约为 1.7 m 的圆形区域压强超过 200 kPa, 无漂移情况下峰值为 226.86 kPa, 漂移使其增大了 1.64%, 达到 230.6 kPa。另外, 由于 40 m 起飞高度下反溅现象更加严重, 冲击核心圆与脐带塔脚下高压部位逐渐

连通, 平均压力达到 130 kPa, 高于环境压力。温度也有所下降, 中心部位超过 2 000 K, 有无漂移的峰值分别为 2 093 K 和 2 083 K, 二者差别不大, 同样的整个 I 区温度都较高, 达到平均 1 600 K。脐带塔表面温度达到了 1 350 K 左右, 比 30 m 时升高了约 22.7%, 但影响高度有所下降, 只有 4.5 m 左右。综合来看热力环境有所改善。

图 17 分别为不同工况下活动平台上表面压强和温度分布对比, 横坐标为与导流孔边缘距离, 图中竖线为导流装置和前置设备间分界, 竖线右侧为本文重点研究的设备间。可以看出, 在无漂移情况下, 压强和温度峰值都出现的位置都在导流装置上, 直接作用到前置设备间上的热、力载荷相较于有漂移情况较小。漂移工况下, 设备间钢板承受的热、力载荷大幅度升高, 整个冲击核心区域几乎全部位于设备间钢结构之上, 导致发射环境极度恶劣。30 m 起飞高度下, 漂移导致设备间钢架承受压力提高了约 126%, 40 m 工况下, 由于即使无漂移起飞, 燃气已经有很大一部分冲击在了前置设备间钢板之上, 故漂移导致的载荷提高了大约为 77%。对比不同高度, 30 m 时, 压强峰值比 40 m 工况高约 49.06%, 但作用范围与之相比较小。温度分布规律与压强基本一致, 漂移致使设备间热环境更加恶劣。与之不同的是, 高温载荷范围并没有再随起飞高度增加而扩大, 40 m 起飞高度下温度峰值比 30 m 时下降了约 22.28%。

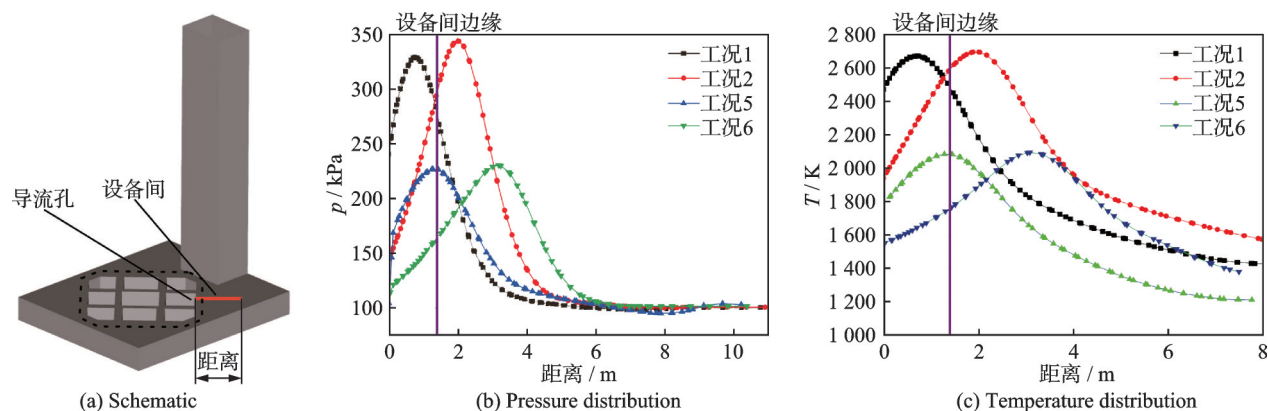


图 17 不同工况发射台表面压强和温度对比图

Fig.17 Comparisons of surface pressure and temperature on the launch pad under different working conditions

4 结 论

本文以新型活动发射平台为研究对象, 分析倾斜助推发动机对前置设备间和脐带塔的燃气射流冲击, 得到以下结论:

- (1) 基于合理简化, 建立了液氧煤油火箭发动机冲击发射平台的数值模型, 经实验对比验证, 吻合较好, 证明了该数值方法准确可靠。
- (2) 两台倾斜喷管发动机的燃气流汇合成一

道, 随着起飞高度增加, 倾斜射流逐渐冲击到前置设备间顶面, 造成反溅。30 和 40 m 高度时热力载荷最恶劣, 随着高度继续增加, 载荷区域扩大、峰值下降。

- (3) 热载荷区域较广, 核心高温区位于设备间靠近导流孔边缘, 直径约 6 m, 峰值 2 700 K, 脐带塔底至 7 m 高度处温度超 1 000 K, 热防护设计应对这些位置着重考虑。

(4) 设备间钢板力载荷区域直径约4 m,峰值350 kPa,漂移使钢架受载增加70%~130%,具有较大风险。数值模拟得到的冲击位置、压强大小、变化规律等可为前置设备间钢架结构设计、强度校核等提供指导。

参考文献:

- [1] 周志坛,乐贵高,梁晓扬,等.多喷管运载火箭尾焰对导流槽的冲击特性研究[J].工程热物理学报,2019,40(9):2027-2035.
ZHOU Zhitan, LE Guigao, LIANG Xiaoyang, et al. Impact characteristics of multi-nozzle launch vehicle exhaust plumes on blast deflector[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40(9): 2027-2035.
- [2] 杨岩,田原,丁兆波,等.多机并联火箭羽流场及其底部热环境分析[J].宇航学报,2021,42(11):1446-1452.
YANG Yan, TIAN Yuan, DING Zhaobo, et al. Analysis of plume flow field and base heating environment of multi-engine cluster rocket[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(11): 1446-1452.
- [3] 马溢清,于邵祯.发动机尾焰注水降温数值计算与试验研究[J].宇航学报,2016,37(5):586-599.
MA Yiqing, YU Shaozhen. Simulation and experiment research on temperature reduction of engine jet by water injection[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(5): 586-599.
- [4] ZHOU Zhitan, SUN Peijie, BAO Yiyang. Numerical simulations of thermal environment of the rocket impingement jet with afterburning under different water spray angles[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 121: 107308.
- [5] 张鑫,李利群,徐浩东,等.固液捆绑运载火箭测试发射特点及展望[J].上海航天,2024,41(2):14-19,27.
ZHANG Xin, LI Liqun, XU Haodong, et al. Characteristics and prospect of test launch on solid-liquid bundled launch vehicles[J]. Aerospace Shanghai, 2024, 41(2): 14-19, 27.
- [6] 潘玉竹,陈劲松,平仕良,等.长征五号运载火箭活动发射平台燃气流场环境研究[J].导弹与航天运载技术,2021(5):89-93.
PAN Yuzhu, CHEN Jinsong, PING Shiliang, et al. Research on combustion gas flow field for the mobile launch pad of LM-5 launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(5): 89-93.
- [7] 贺虎成,尹续峰,焦英立,等.火箭发射冲击压力在塔架上的分布规律研究[J].科技通报,2022,38(7):101-105,114.
HE Hucheng, YIN Xufeng, JIAO Yingli, et al. Study on shock pressure distribution law of tower structure for rocket launching[J]. Bulletin of Science and Technology, 2022, 38(7): 101-105, 114.
- [8] 乔野,聂万胜,吴高杨,等.多喷管液体火箭动力系统尾焰冲击特性研究[J].推进技术,2017,38(3):498-503.
QIAO Ye, NIE Wansheng, WU Gaoyang, et al. Research on plume impact characteristics of multi-nozzle rocket propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(3): 498-503.
- [9] 冯超,徐铮,平仕良,等.重型火箭发射平台热防护方法探究[J].导弹与航天运载技术,2021(4):93-97.
FENG Chao, XU Zheng, PING Shiliang, et al. Research on thermal protection scheme of heavy rocket launching platform[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(4): 93-97.
- [10] STRUTZENBERG L, WEST J S. Taurus II stage test simulations: Using large scale CFD simulations to provide critical insight into plume induced environments during design[C]//Proceedings of the 8th Modeling and Simulation Subcommittee/6th liquid Propulsion Subcommittee/5th Spacecraft Propulsion Subcommittee Joint Meeting. Huntsville, Alabama, USA: [s.n.], 2011.
- [11] HARRIS M F, BRUSE T V. Modeling of heat transfer and ablation of refractory material due to rocket plume impingement[C]//Proceedings of Thermal and Fluids Analysis Workshop. Pasadena, CA, USA: [s.n.], 2012.
- [12] SALEHIAN S, MANKBADI R R. Simulations of rocket launch noise suppression with water injection from impingement pad[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2020, 19(3/4/5): 207-239.
- [13] 蔡红华,聂万胜,苏凌宇,等.液氧煤油发动机尾焰冲击导流槽三维数值模拟[J].工程热物理学报,2017,38(10):2202-2207.
CAI Honghua, NIE Wansheng, SU Lingyu, et al. Three-dimensional numerical simulation of LOX/kerosene engine exhaust plume impinging on the diversion troughs[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(10): 2202-2207.
- [14] 孙培杰,严立,李双菲,等.固液捆绑火箭起飞喷流特性及对发射台影响研究[J].上海航天,2022,39(5):58-65.
SUN Peijie, YAN Li, LI Shuangfei, et al. Study on the takeoff jet characteristics of solid-liquid bundled rocket and their effects on the launch pad[J]. Aerospace Shanghai, 2022, 39(5): 58-65.
- [15] 赵晨耕,乐贵高,苏逸飞,等.双喷管运载火箭起飞阶段发射平台热环境研究[EB/OL].(2023-03-30)[2024-04-30]. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220717>.

- ZHAO Chengeng, LE Guigao, SU Yifei, et al. Investigations on thermal environment of launch pads during the two-nozzle launch vehicle launching[EB/OL]. (2023-03-30)[2024-04-30].<https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220717>.
- [16] 罗天培, 刘瑞敏, 李茂, 等. 基于 DPM 的试验台导流槽喷水冷却数值研究[J]. 航空动力学报, 2018, 33(2): 497-507.
- LUO Tianpei, LIU Ruimin, LI Mao, et al. Numerical investigations of water-spray cooling effect on test stand's deflector based on DPM[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(2): 497-507.
- [17] SU Yifei, LU Xuxin, LE Guigao, et al. Numerical simulations of seawater spraying on launch platform during CZ-8X offshore launching[J]. Advances in Space Research, 2023, 72(9): 3631-3644.
- [18] ZHOU Zhitan, LU Chenyu, ZHAO Changfang, et al. Numerical simulations of water spray on flame deflector during the four-engine rocket launching[J]. Advances in Space Research, 2020, 65(4): 1296-1305.
- [19] 郑浩. 火箭海上发射平台燃气排导及运动特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2023.
- ZHENG Hao. Research on gas exhaust and motion characteristics of rocket offshore launch platform[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2023.
- [20] 苏虹, 徐珊妹, 何巍, 等. 新一代大火箭底部热环境研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(5): 20-24, 49-50.
- SU Hong, XU Shanshu, HE Wei, et al. Research on the base heating environment of new launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(5): 20-24, 49-50.
- [21] LU Chenyu, ZHOU Zhitan, LIANG Xiaoyang. Thermal environment of launch pads during rocket launching[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(2): 1530-1546.
- [22] 国家航天局. 嫦娥六号发射任务圆满成功 开启月球背面采样返回之旅[EB/OL]. (2024-05-03). <https://www.cnsa.gov.cn/n6758823/n6758838/c10522320/content.html>.
- [23] 李东, 王珏, 何巍, 等. 长征五号运载火箭总体方案及关键技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(3): 1-5.
- LI Dong, WANG Jue, HE Wei, et al. The general scheme and key technologies of CZ-5 launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(3): 1-5.
- [24] ALVI F, IYER K. Mean and unsteady flow field properties of supersonic impinging jets with lift plates[C]// Proceedings of the 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics conference. Bellevue, WA: AIAA, 1999: 1829.
- [25] WARDWELL D, HANGE C, KUHN R, et al. Jet-induced ground effects on a parametric flat-plate model in hover: NASA Technical Memorandum, 104001[R]. [S.l.]: NASA, 1993: 24-34.

(编辑:陈珺)