



## 搭载辅助动力系统的二级火箭底部热环境分析

孙中一 王舒雅 尉志源 乐贵高

### Analysis on the thermal environment at the bottom of a secondary rocket equipped with an auxiliary power system

SUN Zhongyi, WANG Shuya, WEI Zhiyuan, LE Guigao

引用本文:

孙中一, 王舒雅, 尉志源, 等. 搭载辅助动力系统的二级火箭底部热环境分析[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(7): 48–57. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0106

SUN Zhongyi, WANG Shuya, WEI Zhiyuan, et al. Analysis on the thermal environment at the bottom of a secondary rocket equipped with an auxiliary power system[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2024, 42(7): 48–57. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2023.0106

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2023.0106>

## 您可能感兴趣的其他文章

### Articles you may be interested in

#### HTV2第二次飞行试验气动热环境及失效模式分析

Investigation on aerothermodynamic environment and ablation which lead to HTV-2 second flight test failing

空气动力学学报. 2017, 35(4): 496–503 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0114>

#### 高超声速平板/空气舵热环境数值模拟研究

Numerical simulation of aerodynamic heating environment of a hypersonic plate/rudder configuration

空气动力学学报. 2019, 37(1): 153–159 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0234>

#### 用于级间分离研究的TBCC动力TSTO气动布局概念设计

Conceptual design of TBCC based TSTO configurations for stage separation investigation

空气动力学学报. 2019, 37(5): 698–704, 721 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2018.0059>

#### 低亚声速火箭橇尾流场特性分析

Analysis of wake flow characteristics for low subsonic rocket sled

空气动力学学报. 2017, 35(6): 897–901 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2017.0132>

#### 火星探测器气动热环境和气动力特性的数值模拟研究

Numerical simulation of aerothermal environments and aerodynamic characteristics for Mars entry capsules

空气动力学学报. 2018, 36(4): 642–650 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0053>

#### 提升两级动叶可调轴流风机性能的叶顶形状数值研究

Numerical investigation of blade tip shape on aerodynamic performance of a two-stage variable-pitch axial fan

空气动力学学报. 2018, 36(4): 695–703 <https://doi.org/10.7638/kqdlxxb-2016.0066>

地址: 四川省绵阳市二环路南段8号11信箱9分箱

电话: 0816-2463375

Email: kqdlxxb@163.com



关注微信公众号

获得更多资讯信息

文章编号: 0258-1825(2024)07-0048-10

## 搭载辅助动力系统的二级火箭底部热环境分析

孙中一<sup>1</sup>, 王舒雅<sup>2</sup>, 尉志源<sup>2</sup>, 乐贵高<sup>1,\*</sup>

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国船舶工业公司第七〇八研究所, 上海 200000)

**摘要:** 针对某二级运载火箭辅助动力系统发动机空间布局复杂、箭体底部部件数量多、底部热环境恶劣的情况, 本文采用数值模拟和风洞试验验证相结合的方式开展高空二级运载火箭在辅助动力系统工作状态下箭体底部热环境研究。基于 Navier-Stokes 组分输运方程、DOM 热辐射模型、RNG  $k-\epsilon$  模型建立高空含复杂底部部件的二级运载火箭燃气喷流模型。结果表明: 二级运载火箭在辅助动力系统工作时, 高热流区域主要集中在燃料箱后短壳和辅助动力系统支座, 沉底发动机工作时支座热流峰值最大, 比其余部件高 300%~400%。60 N、300 N 发动机同向工作时, 除支座和后短壳外的底部部件的热流达到峰值, 比其余工况增长 300%~600%。随着飞行高度和速度的增加, 各部件热流均呈现下降趋势, 但下降幅度较小。本文计算结果对二级运载火箭底部热防护设计有重要的工程指导意义。

**关键词:** 辅助动力系统; 二级运载火箭; 羽流流场; 热环境; 燃气喷流

中图分类号: V421.1 文献标识码: A doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0106

## Analysis on the thermal environment at the bottom of a secondary rocket equipped with an auxiliary power system

SUN Zhongyi<sup>1</sup>, WANG Shuya<sup>2</sup>, WEI Zhiyuan<sup>2</sup>, LE Guigao<sup>1,\*</sup>

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

2. 708 Research Institute of China Shipbuilding Industry Corporation, Shanghai 200000, China)

**Abstract:** Certain secondary launch vehicle has complex spatial layouts of the auxiliary power system engine, which cause a harsher thermal environment where a large number of components are at the bottom of the rocket body. To address the aforementioned situation, research on the thermal environment at the bottom of the rocket body during the operation of the high-altitude secondary launch vehicle's auxiliary power system is conducted by means of a combined approach which are method of numerical simulation and of wind tunnel testing for validation. Based on the Navier-Stokes component transport equation, the DOM thermal radiation model, and the RNG  $k-\epsilon$  model, a gas jet model of a two-stage launch vehicle with complex bottom components at high altitudes has been established. The calculation results indicate that in the operation of the auxiliary power system, the high heat flux regions of the second-stage launch vehicle are mainly concentrated in the short shell behind the fuel tank and the auxiliary power system support. The peak heat flux at the support during the operation of the submerged engine is 300%-400% higher than that of the other components. When the 60 N and 300 N engines operate in the same direction, the heat flux of the other bottom components reaches its peak, with an increase of 300%-600% compared to the other operating conditions. With increasing flight altitude and velocity, the heat flow of each bottom component shows a decreasing trend but with a small magnitude. The

收稿日期: 2023-06-20; 修订日期: 2023-08-22; 录用日期: 2023-09-13; 网络出版时间: 2023-09-26

作者简介: 孙中一(1998—), 男, 黑龙江哈尔滨人, 博士研究生, 研究方向: 火箭导弹发射技术. E-mail: 982658200@qq.com

通信作者: 乐贵高\*(1964—), 教授, 研究方向: 火箭导弹发射技术. E-mail: leguigao@njjust.edu.cn

引用格式: 孙中一, 王舒雅, 尉志源, 等. 搭载辅助动力系统的二级火箭底部热环境分析[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(7): 48-57.

SUN Z Y, WANG S Y, WEI Z Y, et al. Analysis on the thermal environment at the bottom of a secondary rocket equipped with an auxiliary power system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(7): 48-57(in Chinese). doi: 10.7638/kqdlxxb-2023.0106

calculation results provide important engineering guidance for the thermal protection design of the bottom of the second-stage launch vehicle.

**Keywords:** auxiliary power system; two-stage launch vehicle; plume flow field; thermal environment; gas jet

## 0 引言

运载火箭的动力系统通常由主动力系统、辅助动力系统和增压输送系统组成,其中,辅助动力系统在运载火箭上面级或末级的末速修正、俯仰、滚动等姿态调整等方面起着重要作用<sup>[1-3]</sup>。由于辅助动力系统内的发动机较多,辅助发动机燃气流间的相互作用以及燃气流中的 $\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 混合气流导致箭体底部受到对流加热和辐射加热的耦合作用,从而形成复杂恶劣的底部热环境<sup>[4]</sup>。热环境估计过低会给辅助动力系统带来巨大危害,使辅助动力系统失控,导致二级箭体控制出现偏差(偏离轨道甚至爆炸),而热环境估计过高又会增加箭体重量和研制成本<sup>[5-7]</sup>。因此,准确分析二级箭体底部热环境对底部部件的热防护设计有着重要作用。

国外开展火箭底部热环境研究较早。早在1970年,Kramer<sup>[8]</sup>对泰坦IIIC固体火箭发动机羽流热辐射进行了实验模拟,结果表明,在起飞1s内,辐射热流在总热流中占主导地位,随着飞行高度的增加,辐射热流逐渐减少,对流热流逐渐增加。2007年,Negishi等<sup>[9]</sup>对H-IIA运载火箭开展底部热环境研究,发现影响火箭底部加热的主要因素之一是燃气射流羽流回流。2016年,Dufrene等<sup>[10]</sup>通过对太空发射系统(space launch system)建立缩比模型并采用风洞试验和数值模拟对该模型开展热环境研究,发现试验结果和数值模拟结果有较好的一致性。2022年,Hillyer等<sup>[11]</sup>利用牛津高密度风洞对羽流发生器进行热环境研究,总结出了冷气体注入和斯坦顿数的关系。

近年来,由于计算机计算水平的不断提高,国内学者也开展了许多关于运载火箭底部热环境的研究。2018年,付继伟等<sup>[12]</sup>采用 $k\text{-}kl\text{-}\omega$ 三方程分析了固体火箭尾舱热环境,得到了不同工况下的对流热环境,分析得出固体运载火箭尾舱内的对流热流可达辐射热流的几倍。2019年,周志坛等<sup>[13]</sup>采用离散坐标法,采取Realizable  $k\text{-}\omega$ 两方程湍流模型对单喷管火箭底部热环境进行数值模拟,结果表明,火箭底部对流热流随着飞行高度的增加呈现先增加后减小的趋势。2021年,杨岩等<sup>[14]</sup>对多机并联火箭底部热环境和羽流流场进行数值模拟,得出了箭体底部主要受

辐射热流影响的结论。高立华等<sup>[15]</sup>对一二级火箭热分离流场进行模拟,结果表明,二级发动机的可偏转调控可以增强分离的稳定性。杨帆等<sup>[16]</sup>建立了高空飞行模型,并对二级火箭主发动机工作产生的热环境影响进行了研究,结果表明,热辐射和热对流在底部产生的热效应趋势不同。

上述研究大多是针对一二级主发动机数量对热环境的影响开展的,其中对于二级运载火箭热环境变化的研究多局限于二维模型和仅考虑主发动机工作,对实际箭体还原较差。在实际情况中,二级火箭相较于一级火箭飞行高度更高、速度更快。此外,由于辅助动力系统发动机较多,采用壁面再生冷却技术成本较高,因此在二级火箭飞行主发动机关闭后,在燃气射流以及高温壁面的影响下,辅助动力系统调姿时底部热环境和流场更为复杂。

本文通过建立二级火箭高空飞行燃气射流流动模型,首次研究了辅助动力系统工作时对箭体底部部件的影响。在进行研究前,首先通过风洞试验验证计算方法的可靠性,然后对比辅助动力系统在不同高度、不同发动机工作情况下箭体底部流场特性,分析箭体底部热环境分布情况,为二级火箭底部热防护设计提供重要参考。

## 1 计算方法

### 1.1 物理模型

某新型二级运载火箭由一台液氧甲烷发动机和辅助动力系统(由10台300N发动机和6台60N发动机组成)提供推力。其中P13~P16是沉底发动机,其余为姿控发动机,如图1所示。此外,为了更好地还原实际飞行状况,以便对箭体底部热环境进行评估,本文详细考虑了二级运载火箭底部诸多部件(如伺服机构、气瓶、涡轮排气管等),其主要结构示意图如图2所示。

### 1.2 计算网格

为保证精确描述激波的流场结构,采用分块网格生成策略。首先将整个计算域分成多个子块,再对每个子块分别生成结构网格,并对网格尺寸差距较大的流域之间进行网格过渡。此方法可以根据需求对流动剧烈区域进行网格加密,不仅保证了网格的正交

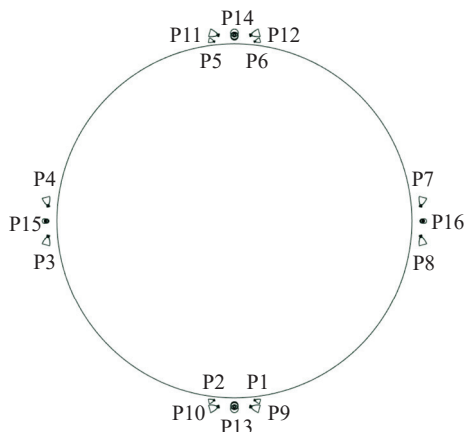


图 1 发动机编号示意图 (俯视图)

Fig. 1 Schematic of engine number (top view)

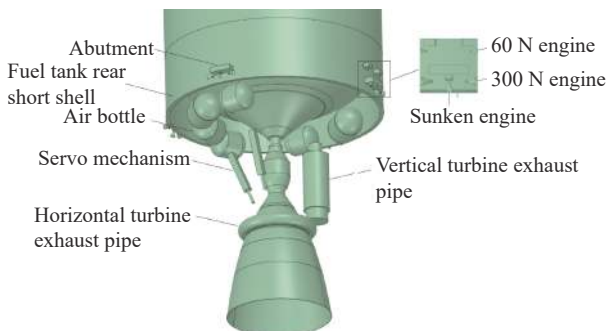


图 2 二级运载火箭结构示意图

Fig. 2 Schematic of the second-stage launch vehicle structure

性、光顺性,还减少了所需要的计算资源。为研究辅助动力系统工作时的箭体底部热环境,对辅助发动机尾部喷流处进行网格加密,保证壁面附近  $y^+$  值小于 3, 计算网格如图 3 所示。

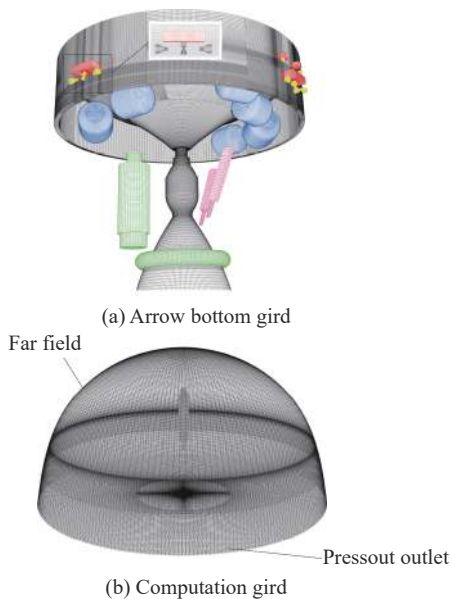


图 3 计算网格

Fig. 3 Sketch of computational mesh grid

### 1.3 网格无关性验证

网格的质量、数量以及疏密程度等因素对计算能否快速收敛和计算能否稳定起着重要作用。网格数量太少会影响计算精度,过多则会影响计算效率。因此,为了减小数值计算方程组的迭代误差并合理控制网格数量,有必要进行网格无关性验证。本节采用分块网格生成策略,选取网格数量分别为 884 万 (Grid 1)、1236 万 (Grid 2)、1515 万 (Grid 3) 的 3 套网格进行对比。图 4 给出了 3 种网格在沉底发动机喷管轴线上的示意图及压强分布。从图中可以看出, Grid 2 和 3 之间压强分布数值结果相差小于 5%, Grid 1 和 Grid 2、3 之间压强分布数值结果相差大于 10%, 差异在波峰处达到最大。综合评估计算精度和硬件资源等因素,本文选取 Grid 2 为后续计算网格。

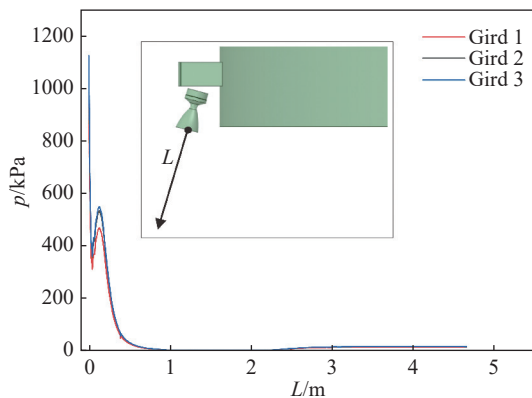


图 4 网格无关性验证

Fig. 4 Grid independence verification

## 2 数值方法

### 2.1 控制方程

本文研究的二级运载火箭飞行高度均在 80 km 以下,因此可以按照连续流域进行计算<sup>[16]</sup>。

基于燃气为牛顿黏性流体且满足理想气体状态方程的前提,建立三维多组分可压缩 Navier-Stokes(N-S)方程,表达式如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_a) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_a) = -\nabla \cdot \mathbf{J}_a + R_a + S_a \quad (1)$$

式中:  $\rho$  为气体密度,  $\text{kg/m}^3$ ;  $Y_a$  为组分  $a$  在气体中的质量分数;  $\mathbf{v}$  为气体速度,  $\text{m/s}$ ;  $\nabla \cdot \mathbf{J}_a$  为扩散项通量;  $R_a$  和  $S_a$  分别表示燃气组分  $a$  经过化学反应后的净生成率和自定义项引起的生成率。式中的组分扩散通量  $\nabla \cdot \mathbf{J}_a$  可表示为:

$$\nabla \cdot \mathbf{J}_a = -\rho D_{a,m} \nabla Y_a - D_{a,T} \frac{\nabla T}{T} \quad (2)$$

式中： $D_{a,m}$ 为组分  $a$  的耗散系数； $D_{a,T}$ 为组分  $a$  的热扩散系数； $T$ 为组分  $a$  的温度， $K$ 。

在相对坐标系下，单一组分  $a$  的三维可压缩 N-S 方程的守恒形式为：

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V Q dV + \iint_S [(E - E_v)i + (F - F_v)j + (G - G_v)r] \cdot dS = 0 \quad (3)$$

式中： $V$ 和 $Q$ 分别为二级火箭的速度和燃气燃烧后产生的热量； $i$ 、 $j$ 、 $r$ 为方向向量； $E$ 、 $F$ 和 $G$ 代表二级运载火箭燃气射流的对流通量矢量； $E_v$ 、 $F_v$ 和 $G_v$ 代表二级火箭燃气射流的黏性通量矢量。其中： $i$ 、 $E$ 、 $E_v$ 对应坐标系中的  $x$  方向， $j$ 、 $F$ 、 $F_v$ 对应坐标系中的  $y$  方向， $r$ 、 $G$ 、 $G_v$ 对应坐标系中的  $z$  方向。

## 2.2 空间离散格式

本文所研究的二级运载火箭辅助动力系统发动机数量多、燃烧室总温总压高、燃气喷流速度快，工作时箭体在 60~70 km 高空以超声速飞行，高速来流与多个发动机产生的高速燃气喷流形成复杂的干扰效应。本文采用 Roe 格式计算辅助动力系统喷流模型。Roe 格式不仅具有 AUSM+格式计算高马赫数流场稳定性好的优点，还具有 Van Leer 格式计算流体高速流动不会产生 Carbuncle 现象的特点。除此之外，其不仅可以以较高分辨率求解无黏流场中的激波，还能精确处理剪切流等物理现象<sup>[17]</sup>。其基本形式离散化得到网格边界处无黏对流通量，展开如下式所示：

$$\tilde{F}_{\frac{1}{2}}^{\text{Roe}} = -0.5 \left\{ \begin{aligned} & \xi \begin{bmatrix} \Delta \rho \\ \Delta(\rho u) \\ \Delta(\rho v) \\ \Delta(\rho w) \\ \Delta(\rho E) \end{bmatrix} + (\delta \rho_u + \delta p_p) \cdot \\ & \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ U \end{bmatrix} + (\delta U_u + \delta U_p) \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho H \end{bmatrix} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中：右端第一项为迎风耗散项， $u$ 、 $v$ 、 $w$ 为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向的流体速度， $E$ 为总能；第二项为速度梯度的界面修正压力；第三项为压力梯度驱动的界面修正压力， $n_x$ 、 $n_y$ 、 $n_z$ 分别为  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向的单位外法向量， $U$ 为守恒量；第四项为速度梯度的界面修正速度；第五项为压力梯度的界面修正速度， $H$ 为总焓。

## 2.3 湍流模型

针对二级运载火箭飞行高度较高的情况，本文计算采用 RNG  $k-\varepsilon$  模型。对比其他湍流模型，RNG  $k-\varepsilon$  模型不仅可以处理细小湍流旋涡，还能对固体壁面附近区域进行高精度计算，因此该模型可以精确求解燃

气射流膨胀过程中的流动细节。

湍流能方程和湍流耗散率方程分别为：

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k \mu_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon \mu_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (6)$$

式中： $k$ 为湍动能； $\varepsilon$ 为耗散率； $\mu_i$ 为燃气黏性； $\mu_{\text{eff}}$ 为扩散系数； $C_{1\varepsilon}$ 、 $C_{2\varepsilon}$ 、 $C_{3\varepsilon}$ 为根据工程实际设置的常数； $G_k$ 和 $G_b$ 分别为燃气平均速度梯度和浮力引起的湍流能产生项； $Y_M$ 为火箭燃气耗散贡献值； $\alpha_k$ 和 $\alpha_\varepsilon$ 为常数，其值均为 3.19； $S_\varepsilon$ 为方程附加项。

## 2.4 辐射模型

二级运载火箭高空飞行时底部部件所受热辐射主要来源于以下 2 个方面：

1) 辅助动力系统各工作发动机高温壁面产生的热辐射：相对于发动机较少的一级动力系统，二级辅助动力系统的发动机较多，采用再生冷却喷管技术成本较高，因此，本文发动机并未采用该技术，导致发动机外壁面受到高温燃气射流的影响，在发动机工作时最高温度可以达到 1300 K，对底部部件及箭体侧壁产生大量辐射热。

2) 燃气喷流产生的热辐射：发动机工作产生的燃气喷流中含有  $\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$  等传热介质，对箭体底部部件有较大的辐射作用。

相对于 P1 近似法，离散坐标法 (discrete-ordinates method, DOM) 可以求解离散方向 (最多 512 个) 上的所有辐射传递方程，且计算精度高<sup>[18]</sup>。考虑到箭体在高空高速飞行时复杂的环境条件及计算结果的可靠性，本文选取离散坐标法对箭体底部部件辐射热流进行求解计算。其中气体吸收系数由计算机软件中的 WSGGM 模型<sup>[4]</sup>，即通过质量平均  $\text{H}_2\text{O}$  和  $\text{CO}_2$  吸收系数求得，高温壁面发射系数按 0.8 考虑。发动机燃气组分及其摩尔分数如表 1 所示。

表 1 发动机燃气组分

Table 1 Gas components of engine

| 组分                   | 摩尔分数      |
|----------------------|-----------|
| H                    | 0.000 009 |
| $\text{H}_2$         | 0.415 585 |
| $\text{H}_2\text{O}$ | 0.142 155 |
| $\text{N}_2$         | 0.311 731 |
| $\text{NH}_3$        | 0.000 172 |
| $\text{CO}_2$        | 0.130 348 |

2.5 计算工况

计算所用边界条件设置如下:

喷管喷注面条件: 60 N 及 300 N 发动机工作时, 喷注面压力为  $8\times10^5\text{ Pa}$ , 温度为 1366 K, 气体组分包括  $\text{NH}_3$ 、 $\text{H}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{N}_2$  等。发动机喷管编号如图 1 所示。

壁面条件: 由于辅助动力系统发动机工作时高温外壁面对箭体底部热环境造成影响, 因此采用热力学计算软件 CAE 计算发动机工作时的壁面温度, 工作喷管入口至喉部外壁面均设置为恒温壁面, 温度分别设置为 1300 K 和 500 K, 其余非工作喷管及底部部件壁面设置为恒温边界, 温度为所在高度大气温度。

来流条件: 来流速度根据箭体所在高度飞行速度设定, 来流压强和温度与箭体所在高度的大气环境参数一致。具体计算工况下的自由来流参数如表 2 所示。

表 2 不同工况下的来流参数和工作发动机编号  
Table 2 Incoming flow parameters and operating engine numbers under different working conditions

| Working condition number | Altitude /km | Inflow velocity /(m·s <sup>-1</sup> ) | Working nozzle number |
|--------------------------|--------------|---------------------------------------|-----------------------|
| 1                        | 60           | 1726                                  | P1、3、5、7              |
| 2                        | 60           | 1726                                  | P2、5、9、11             |
| 3                        | 60           | 1726                                  | P2、5、4、7              |
| 4                        | 60           | 1726                                  | P13、14                |
| 5                        | 70           | 1984                                  | P1、3、5、7              |
| 6                        | 70           | 1984                                  | P2、5、9、11             |
| 7                        | 70           | 1984                                  | P2、5、4、7              |
| 8                        | 70           | 1984                                  | P13、14                |

3 模型验证

为证明本文计算模型的有效性, 本文将数值模拟结果与风洞试验结果相对比。Musial 和 Ward<sup>[19]</sup> 对 4 个钟形喷管火箭在高空及低空的底部热流数据进行了测量, 其发动机风洞模型、布局及几何尺寸如图 5 所示。从图中可以看出, 钟形喷管出口直径  $D_c=74.7\text{ mm}$ , 喉部直径  $D_a=21.72\text{ mm}$ , 扩张半角为  $3^\circ$ , 喷管伸出比  $L/D_c=1.7326$ , 喷管间距  $D_c/D_c=2.18$ , 基座半径  $r_b=152.4\text{ mm}$ , 热流传感器安装在箭底面对称线处, 图中坐标表是沿喉部到喷管出口等间距取的 7 个点的值, 坐标原点位于喷管喉部中心。表 3 为根据风洞试验设置的数值模拟高空(27.5 km)和低空(15.0 km)2 种高度边界条件下的来流条件参数, 包括压强、温度和马赫数。喷管喷注面在 2 种高度边界条件下的压强均为 4136854 Pa, 温度均为 3740K。

所有壁面均设置为无滑移黏性壁面。本文构建

结构网格并针对射流剧烈区域进行加密, 网格示意图如图 6。图 7 为本文数值模拟方法计算结果和 Mehta

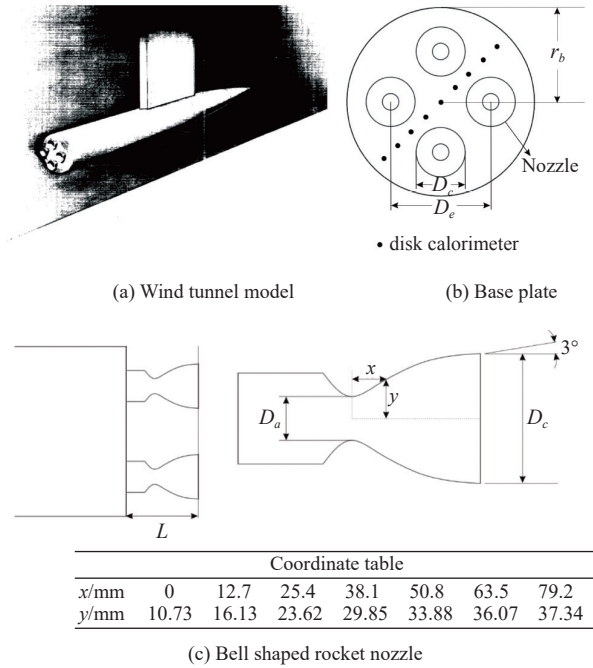


图 5 四喷管火箭发动机<sup>[19]</sup>

Fig. 5 Four nozzle rocket engines<sup>[19]</sup>

表 3 风洞试验远场来流条件

Table 3 Far field inflow conditions of wind tunnel test

| Parameter     | Low altitude(15.0 km) | High altitude(27.5 km) |
|---------------|-----------------------|------------------------|
| $p/\text{Pa}$ | 12209                 | 1676                   |
| $T/\text{K}$  | 298                   | 298                    |
| $Ma$          | 2.75                  | 2.75                   |

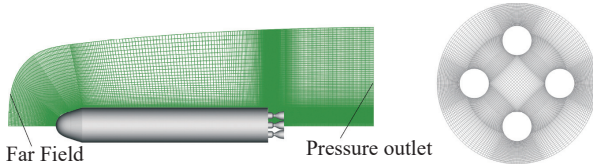


图 6 风洞试验计算网格

Fig. 6 Wind tunnel test calculation grid diagram

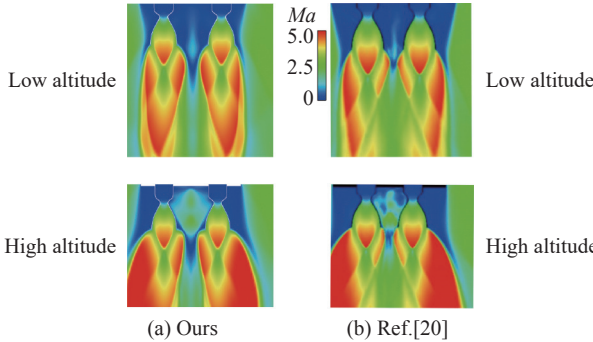


图 7 本文数值模拟方法与文献 [20] 的马赫数云图对比

Fig. 7 Comparison between the numerical simulation methods in this paper and Ref.[20] with the Mach number contour map

等<sup>[20]</sup>在四喷管火箭中心轴截面处的马赫数场云图对比,可以看出,两者的流场结构具有较好的一致性。图 8 为热流的数值模拟结果和风洞试验结果对比,可以看出,两种方法的热流数值变化趋势相同,峰值基本一致,表明了本文计算模型的可行性和准确性。

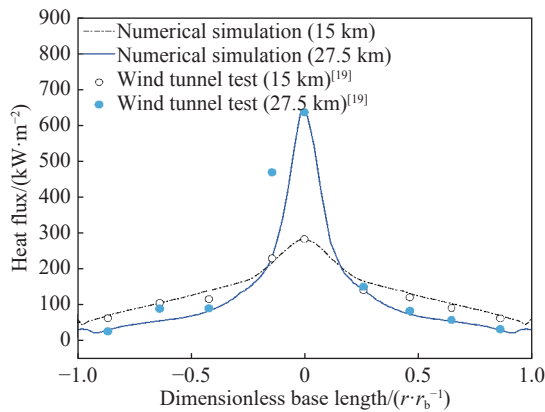


图 8 数值模拟与风洞试验<sup>[19]</sup>的热流数据对比曲线  
Fig. 8 Comparison of heat flow between numerical simulation and wind tunnel test<sup>[19]</sup> results

4 结果分析

本文基于已建立的二级运载火箭高空飞行燃气射流流动模型,根据真实飞行工况对辅助动力系统在不同发动机组合、不同高度工作情况下的箭体底部流域马赫数场和温度场进行分析,并探究箭体底部部件热流分布的影响因素及规律。

4.1 不同工况下马赫数场分布

图 9 为不同工况下工作发动机喉部中心截面马赫数场分布。可以看出,在 60~70 km 飞行高度下,环境压强较小,在辅助动力系统发动机内外压差作用下,燃气射流在喷管出口附近形成压缩波,除此之

外,还可以观察到清晰的燃气射流发展段、核心区以及射流边界。

对比不同发动机组合工况,由于工况 1~3 和 5~7 下的工作发动机均为辅助动力系统周向姿控发动机,工作时在周向喷射燃气射流,与高速来流剧烈碰撞,使燃气射流在核心区后方继续扩散,在箭体周围形成低速流动区。发动机周向工作时,不同发动机燃气射流互不干涉,马赫数最小,最低为 13.26 (工况 1); 60 N、300 N 发动机同向工作时 (如工况 6 中的 P5、11 发动机),燃气射流的相互作用使马赫数增加,导致流场马赫数最大,最高可达 15; 60 N、300 N 发动机相向工作时,流场马赫数可达 14。

飞行高度  $H$  为 60 km 时,对比工况 1、2,马赫数峰值相差 0.47; 飞行高度  $H$  为 70 km 时,对比工况 5、6,马赫数峰值相差 0.96。而辅助动力系统沉底发动机垂向喷射燃气射流,射流方向与高速来流一致,因此使得相同飞行高度下,沉底发动机在工况 4 和 8 工作时的燃气射流马赫数峰值大于其他工况,最高相差可达 6。

对比不同飞行高度发现,随着飞行高度的增加,环境压强逐渐下降,射流膨胀半径剧增,部件周围流场马赫数峰值增加,最高增加可达 1.18,同时,射流对外界环境的扰动区域增大。燃气经拉瓦尔喷管扩张段加速后形成的超声速膨胀波受大气压缩呈桶状,且随着飞行高度的增加,环境压强降低,外部气流对燃气射流的压缩作用逐渐减小,从而使喷流膨胀程度增强。

综上,沉底发动机工作对流场马赫数的影响最大,相比其他工况,马赫数增长 37%~41%; 来流速度和飞行高度的增加也会导致  $H=70$  km 时的流场马赫

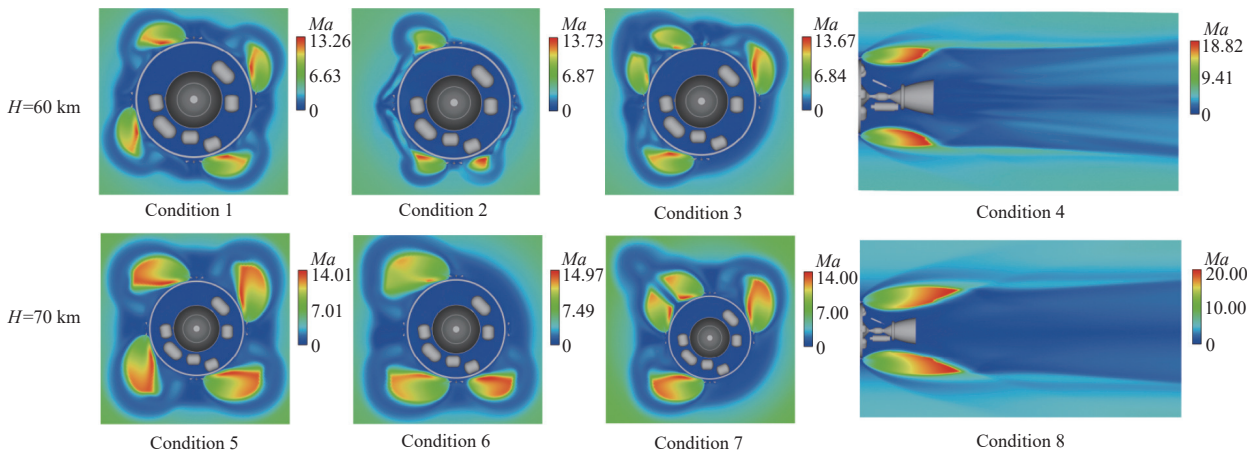


图 9 不同工况下发动机喉部中心截面马赫数场分布图  
Fig. 9 Distribution map of Mach number field at the center section of the throat of an overworking engine under different working conditions

数相较  $H=60$  km 时增加约 5.6%~6.3%。此外, 60 N 和 300 N 发动机同向工作时, 流场马赫数也有所增加。

#### 4.2 不同工况下温度场分布

图 10 为辅助动力系统工作发动机喉部中心截

面温度场分布。对比温度云图可以看出,  $H=60$ 、70 km 条件下的边界分布基本一致, 但燃气射流高温区对应低马赫数区, 高速低温的燃气射流在工作喷管尾部形成低温区域。

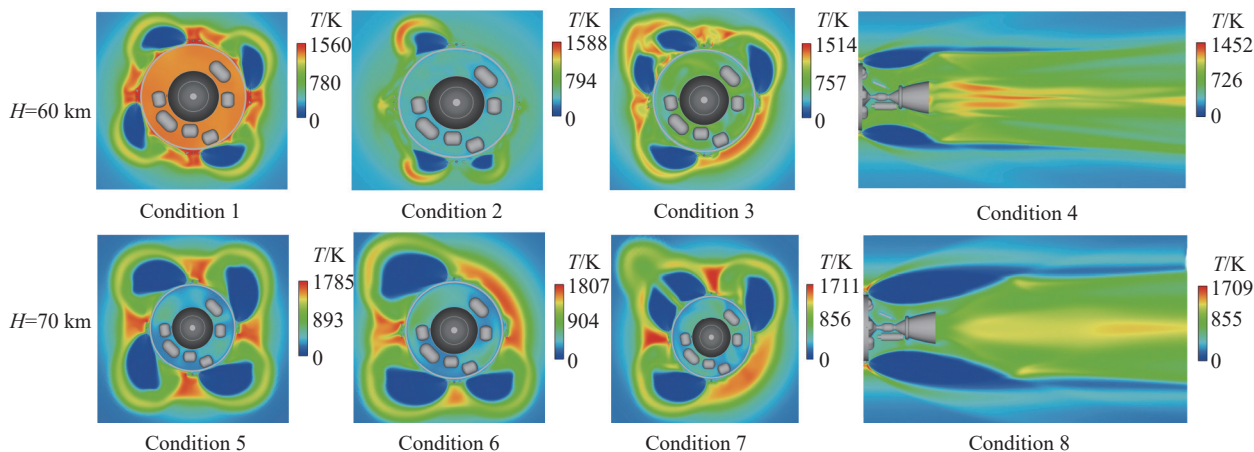


图 10 不同工况下发动机喉部中心截面温度场分布图

Fig. 10 Temperature field distribution map of the throat center section of the engine under different working conditions

对比不同发动机组合工况, 当沉底发动机工作时, 燃气射流间并未相互作用, 与部件壁面也未发生碰撞, 仅在主发动机下方形成小范围高温区, 因此流场温度最低, 60 km 高度下最高温度仅为 1452 K。当发动机相向工作时(如工况 3 中的 P4、5 发动机), 受燃气射流相互作用影响, 发动机中心壁面处温度较高, 高温燃气射流对中心壁面进行对流加热, 60 km 高度下最高温度可达 1514 K。当 4 个发动机周向工作时(如工况 1), 喷管尾部射流在高空剧烈膨胀, 膨胀后的射流边界与超声速来流相互作用形成剪切层, 而在剪切层作用下部分燃气射流回流, 与前方工作发动机射流相互作用形成高温区, 对箭体燃料箱后短壳对流加热, 最高温度可达 1560 K。当 60 N、300 N 发动机同向工作时, 不同发动机燃气射流相互作用后剧烈膨胀, 射流边界温度峰值最高, 相同高度下对比沉底发动机工作工况(工况 4、8), 温度增高约 130 K。

对比不同飞行高度(其余条件相同)可以看出, 随着飞行高度的增加, 发动机尾部燃气射流膨胀更加剧烈, 导致不同发动机尾焰相互作用效果更加明显, 低温区面积扩大, 不同高度高温区出现的位置基本不变, 但温度峰值增高约 230 K。此外, 随着飞行高度的增加, 自由来流、燃气射流边界剪切层、箭体燃料箱后短壳形成的封闭区域减小, 使回流的燃气射流量减小, 从而导致后文出现的对流加热效果变弱。

综上, 工作发动机的空间位置对温度场的影响较小,

相同飞行高度下, 不同工况温度相差仅 4.3%~9.3%; 高度和来流速度的变化对温度影响较大, 随着高度和来流速度的增大, 相同发动机工作时温度增长 13.0%~13.8%。

#### 4.3 热环境分析

为进一步分析辅助动力系统工作时箭体底部热环境, 选取不同工况下底部部件热流云图进行对比, 如图 11~13 所示, 具体数值曲线如图 14 所示。

结合图表对比同一高度不同工况下的部件热流可以看出, 燃料箱后短壳和辅助动力系统支座热流值远大于其余部件热流值, 其中当沉底发动机工作(工况 4)时, 箭体底部部件中支座热流最高, 最高可达  $46.08 \text{ kW/m}^2$ , 比其余工况增长约 35%。这是由于相比于周向姿控发动机, 沉底发动机体积更大、距离燃料箱后短壳及支座更近, 当其工作时, 高温外壁面产生较大的辐射热流, 同时部分燃气射流回流形成对流加热, 导致工作发动机支座壁面出现显著高热流区域。当周向发动机工作时, 箭体底部部件中燃料箱后短壳热流最高。当周向姿控发动机相向工作时(工况 3 和 7), 二者燃气喷流在后方燃料箱后短壳中心处相互冲击, 导致对流热流增加, 形成横条状高热流区域, 热流最高可达  $16.58 \text{ kW/m}^2$ 。当周向姿控发动机同向工作时(工况 2 和 6), 同向喷流相互摩擦撞击使交汇处射流温度升高, 对流热流增加, 产生横条状高热流区域, 热流最高可达  $19.06 \text{ kW/m}^2$ 。对比伺服机构、气瓶、涡轮排气管等其余部件热流值和热流云图可以看

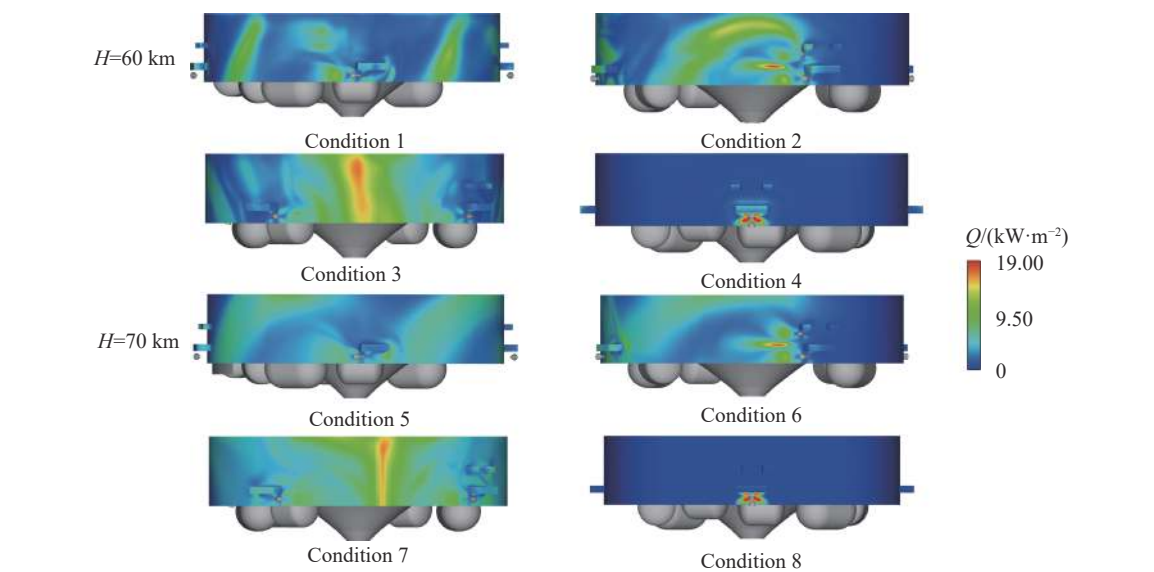


图 11 燃料箱后短壳热流分布图

Fig. 11 Heat flow distribution map of short shell behind the fuel tank

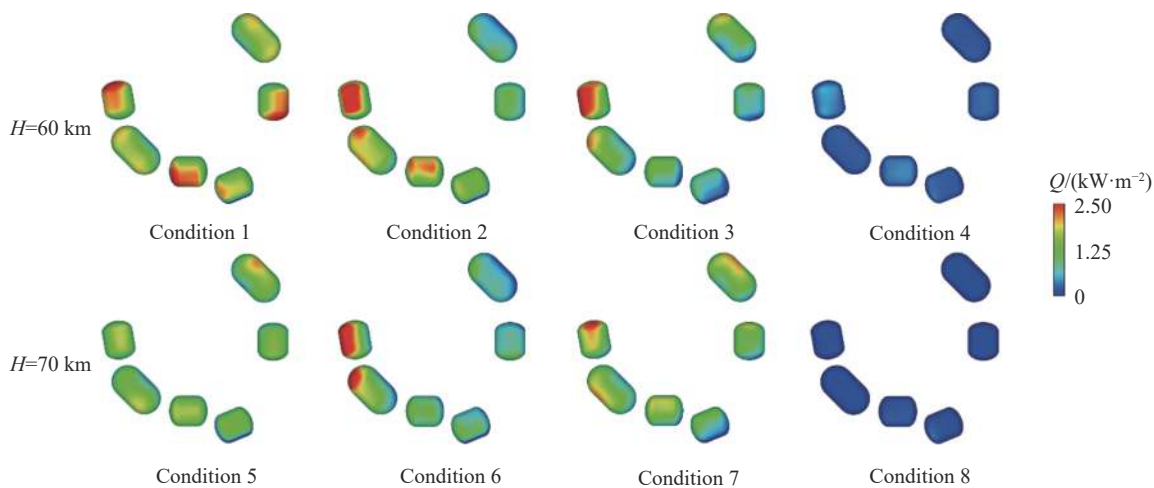


图 12 气瓶热流分布图

Fig. 12 Gas cylinder heat flow distribution map

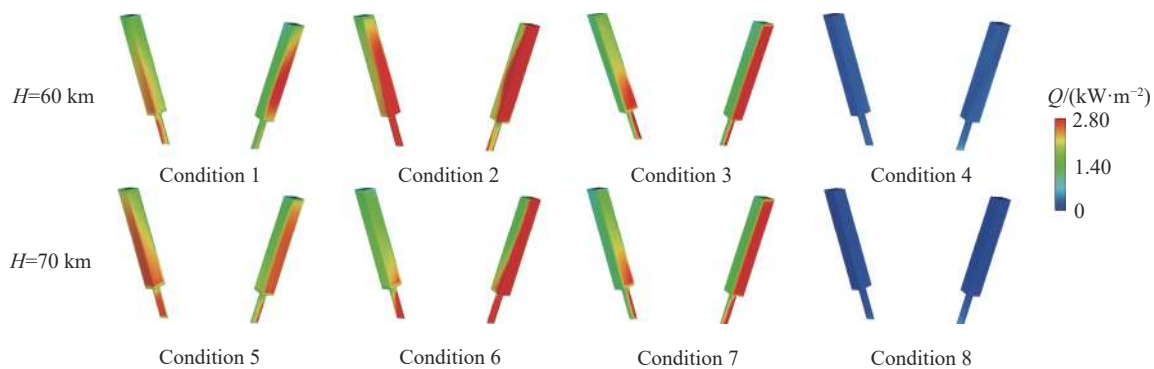


图 13 伺服机构热流分布图

Fig. 13 Servo mechanism heat flow distribution map

出,当 60 N、300 N 姿控发动机同时工作时,燃气射流间相互作用最为剧烈,形成的热流传热现象最明显,燃料箱下方部件表面热流值大于其余工况。

从图 14 可以看出,当发动机工作工况相同时,随着飞行高度增加,箭体底部各部件热流值均减小,但高热流区域位置基本不变。一方面是由于随着箭体飞行高度的增加,环境压强下降,虽然燃气射流膨胀更为剧烈,但同时箭体飞行速度变快,来流马赫数增

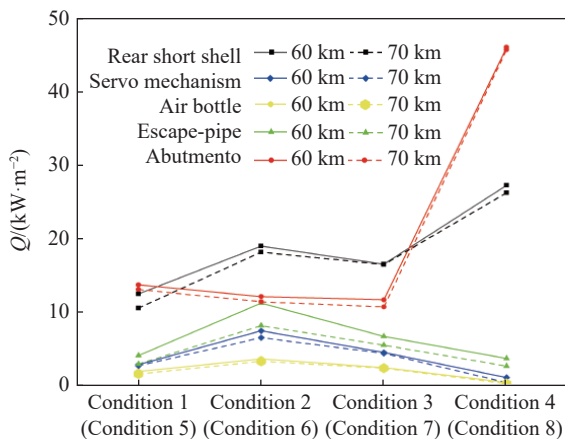


图 14 各部件热流对比图

Fig. 14 Comparison of heat flow of each component at different working conditions

加, 工作发动机燃气射流回流受阻, 燃气射流对流传热效果减弱; 另一方面, 根据气体辐射定理,  $CO_2$ 、 $H_2O$  作为二级运载火箭的主要传热介质, 二者的气体辐射率主要受气体温度、沿途吸收气体分子数影响, 而气体分子数又与气体压强有关<sup>[21]</sup>, 同时, 随着箭体飞行高度的增加, 周围大气压强减小, 空气密度减小, 空气中  $CO_2$ 、 $H_2O$  的含量减少, 大部分  $CO_2$  和  $H_2O$  通过燃气排放, 辐射热流减少。因此随着飞行高度的增加, 箭底部件总热流值均有所下降。

综上, 工作发动机的空间位置对箭体底部部件热流影响较大。当沉底发动机工作时, 支座总热流最大值为其他部件的 3~4 倍; 当周向发动机工作时, 燃箱后短壳总热流较高。其中, 60 N、300 N 发动机相向工作时, 除支座和后短壳外, 各部件热流达到峰值, 比其余工况下的热流升高 300%~600%。各部件热流值随飞行高度的升高而减小, 但相较于工作发动机空间位置对热流的影响, 热流变化幅度也有所减小, 仅为 3.7%~10.2%。

#### 4.4 箭体底部部件热防护

根据上述分析得到的热环境结果可以发现, 在箭体底部进行热防护设计时, 应该重点对辅助动力系统安装支座和燃箱后短壳高热流区防热涂层进行设计并加厚。此外, 由于辅助发动机数量较多, 考虑到试验成本, 试车试验时无法对所有发动机组合工作时的底部部件进行防热测试。根据热环境分析结果, 地面试车试验时应针对沉底发动机工作工况及 60 N、300 N 发动机同向工作工况进行底座和燃箱后短壳防热材料强度校核。箭体其余底部部件相较于支座和后短壳热流较小, 整体最大热流仅为  $11.29 kW/m^2$ , 最大热流区出现在垂直涡轮排气管, 热防护涂层设计

可适当减少, 减轻箭体重量。

## 5 结 论

本文通过对某二级运载火箭在辅助动力系统工作时空底底部热环境开展数值模拟分析, 并将本文采用的计算方法与风洞试验进行对比验证, 得出以下主要结论:

1) 本文所研究的二级运载火箭在辅助动力系统工作时空底底部热环境主要集中在燃料箱后短壳和辅助动力系统支座, 热流值为其余部件的 3~4 倍。

2) 对二级运载火箭在 4 个典型工况、2 个不同飞行高度下的底部部件热环境进行研究, 发现工作发动机的空间布局对箭体底部环境影响较大, 而飞行高度和飞行速度对箭体底部各部件热流影响较小, 相较于飞行高度为 60 km、70 km 时的底部部件热流整体下降 3.7%~10.2%。

3) 相同高度下, 沉底发动机工作时支座总热流最高。当周向姿控发动机工作时, 燃料箱后短壳总热流最高, 其余箭体部件热流在 60 N、300 N 发动机同向工作时达到峰值。

4) 通过分析二级火箭底部热环境发现, 支座和后短壳为重点热防护部件, 沉底发动机工作和 60 N、300 N 发动机同向工作工况为重点防热校核试车工况。

综上, 本文构建的二级运载火箭辅助动力系统喷流模型及数值模拟结果对箭体底部结构热防护设计具有一定的参考价值。但本文研究仍有一些不足之处, 后续可从以下 3 个方面进行深入研究: 1) 在研究热环境时考虑复燃反应, 即组分之间的化学反应; 2) 针对不同工况进行连续模拟, 即在工况 1 工作发动机即将关闭时开启其余某工况工作发动机, 进行热环境计算; 3) 运用动网格技术动态模拟箭体飞行。

## 参 考 文 献:

- [1] 陈士强, 黄辉, 邵业涛, 等. 航天动力系统未来需求方向及发展建议的思考[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(1): 62-70.  
CHEN S Q, HUANG H, SHAO Y T, et al. Study on the requirement trend and development suggestion for China space propulsion system[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(1): 62-70(in Chinese).
- [2] 朱智春, 林庆国, 杭观荣, 等. 我国空间推进技术研究现状及发展[J]. 上海航天, 2021, 38(3): 178-188.  
ZHU Z C, LIN Q G, HANG G R, et al. Current status and development of space propulsion technology research in China[J]. Aerospace Shanghai, 2021, 38(3): 178-188(in Chinese).
- [3] 肖立明, 李欣, 侍野, 等. 长时间在轨上面级动力系统关键技术研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(6): 23-28.

- XIAO L M, LI X, SHI Y, et al. Research on the key technology of the upper stage propulsion system for long-duration space mission[J]. *Astronautical Systems Engineering Technology*, 2020, 4(6): 23–28(in Chinese).
- [4] SHAN S Q, QIAN B, ZHOU Z J, et al. New pressurized WSGG model and the effect of pressure on the radiation heat transfer of  $H_2O/CO_2$  gas mixtures[J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2018, 121: 999–1010.  
doi: [10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.01.079](https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2018.01.079).
- [5] ALEXEENKO A A, GIMELSHEIN N E, LEVIN D A, et al. Modeling of flow and radiation in the atlas plume[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2002, 16(1): 50–57.  
doi: [10.2514/2.6651](https://doi.org/10.2514/2.6651).
- [6] EBRAHIMI H B, LEVINE J, KAWASAKI A. Numerical investigation of twin-nozzle rocket plume phenomenology[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(2): 178–186.  
doi: [10.2514/2.5572](https://doi.org/10.2514/2.5572).
- [7] ZHOU Z, BAO Y. Investigating the rocket base flow characteristics and thermal environment of different nozzle configurations considering afterburning[J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2023, 185: 108073.  
doi: [10.1016/j.ijthermalsci.2022.108073](https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2022.108073).
- [8] KRAMER O. Evaluation of thermal radiation from the Titan III solid rocket motor exhaust plumes[C]//5th Thermophysics Conference, Los Angeles, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1970: 842.  
doi: [10.2514/6.1970-842](https://doi.org/10.2514/6.1970-842).
- [9] NEGISHI H, YAMANISHI N, ARITA M, et al. Numerical analysis of plume heating environment for H-II A launch vehicle during powered ascent[C]//43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH. Reston, Virginia: AIAA, 2007: 5505.  
doi: [10.2514/6.2007-5505](https://doi.org/10.2514/6.2007-5505).
- [10] DUFRENE A T, MEHTA M, MACLEAN M G, et al. Space launch system base heating test: Experimental operations and results[C]//54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA. Reston, Virginia: AIAA, 2016: 0546.  
doi: [10.2514/6.2016-0546](https://doi.org/10.2514/6.2016-0546).
- [11] HILLYER J, DOHERTY L, ESTRUCH-SAMPER D, et al. Thermal effects of plume impingement on a hypersonic vehicle[C]//2nd International Conference on High-Speed Vehicle Science and Technology, Bruges, Belgium, 2022.
- [12] 付继伟, 任一鹏, 姚瑶, 等. 固体火箭尾舱热环境研究[J]. *宇航学报*, 2018, 39(5): 578–584.  
FU J W, REN Y P, YAO Y, et al. Study on thermal environment of solid rocket tail compartment[J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(5): 578–584(in Chinese).  
doi: [10.3873/j.issn.1000-1328.2018.05.013](https://doi.org/10.3873/j.issn.1000-1328.2018.05.013).
- [13] 周志坛, 丁逸夫, 乐贵高, 等. 高空飞行环境中液体运载火箭底部热环境研究[J]. *宇航学报*, 2019, 40(5): 577–584.  
ZHOU Z T, DING Y F, LE G G, et al. Studies on thermal environment of liquid launch vehicle tail compartment at high altitude[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(5): 577–584(in Chinese).  
doi: [10.3873/j.issn.1000-1328.2019.05.011](https://doi.org/10.3873/j.issn.1000-1328.2019.05.011).
- [14] 杨岩, 田原, 丁兆波, 等. 多机并联火箭羽流流场及其底部热环境分析[J]. *宇航学报*, 2021, 42(11): 1446–1452.  
YANG Y, TIAN Y, DING Z B, 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(in Chinese).  
doi: [10.3873/j.issn.1000-1328.2021.11.011](https://doi.org/10.3873/j.issn.1000-1328.2021.11.011).
- [15] 高立华, 张兵, 权晓波, 等. 火箭级间热分离过程耦合数值模拟[J]. *清华大学学报(自然科学版)*, 2011, 51(4): 462–466.  
GAO L H, ZHANG B, QUAN X B, et al. Coupled numerical simulation of the multi-stage rocket stage separation[J]. *Journal of Tsinghua University (Science and Technology)*, 2011, 51(4): 462–466(in Chinese).
- [16] 杨帆, 王平阳, 包铁颖, 等. 二级火箭喷流对底部热环境影响的数值模拟[J]. *上海航天*, 2009, 26(5): 46–51.  
YANG F, WANG P Y, BAO Y Y, et al. Numerical simulation on secondary launcher exhaust plume base heating[J]. *Aerospace Shanghai*, 2009, 26(5): 46–51(in Chinese).  
doi: [10.3969/j.issn.1006-1630.2009.05.011](https://doi.org/10.3969/j.issn.1006-1630.2009.05.011).
- [17] 梁德旺, 王可. AUSM+格式的改进[J]. *空气动力学学报*, 2004, 22(4): 404–409.  
LIANG D W, WANG K. Improvement of AUSM+ scheme[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2004, 22(4): 404–409(in Chinese).
- [18] CHANDRASEKHAR S. Radiative transfer[M]. New York, USA: Dover Publications, 2013.
- [19] MUSIAL N T, WARD J J. Base flow characteristics for several four-clustered rocket configurations at mach numbers from 2.0 to 3.5[M]. Washington, D.C.: National Aeronautics and Space Administration, 1961.
- [20] MEHTA M, CANABAL F, TASHAKKOR S B, et al. Base heating sensitivity study for a 4-cluster rocket motor configuration in supersonic freestream[C]//2011 NASA Thermal and Fluids Analysis Workshop, Newport News, VA, 2011.
- [21] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 4版. 北京: 高等教育出版社, 2006.  
YANG S M, TAO W Q. Heat transfer[M]. 4th ed. Beijing: Higher Education Press, 2006.

(本文责编: 张天航)