文章编号：1000-8055(2024)12-20220439-11 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220439

高空飞行多级运载火箭基础热环境控制研究

赵晨耕，孙中一，苏逸飞，王逸尘，乐贵高
（南京理工大学 机械工程学院，南京 210094）

摘　　要： 采用数值模拟的方法，系统地研究了单喷管和四喷管多级液体运载火箭的基础热环境，并验证了箭底氮气喷射热防护方法的可行性。基于多组分 Navier-Stokes 方程、*k-ε* 方程湍流模型、热辐射方程，运用 AUSM 格式对控制方程进行离散，建立了高空超声速飞行运载火箭的羽流模型。采用分块化网格构建法，计算了运载火箭在不同高度下的羽流流场和热流密度，并且将数值结果与飞行试验进行对比，验证了计算方法的可行性。研究表明在低海拔高度，箭底热流以对流热流为主，峰值出现在 30 km 处；在高海拔高度，箭底热流以辐射热流为主，峰值出现在 110 km 处；同时箭底氮气喷射装置能够有效地抑制燃气回流，起到降低箭底对流热流的效果，但是选择合适的喷口数量和喷射总压极为重要。

关　键　词： 多级运载火箭；分块化网格；对流热流；辐射热流；氮气喷射
中图分类号： V421.1　　**文献标志码：** A

Investigation the control of the basic thermal environment of multistage launch vehicle at high altitude flight

ZHAO Chengeng，SUN Zhongyi，SU Yifei，WANG Yichen，LE Guigao
（School of Mechanical Engineering，
Nanjing University of Science and Technology，Nanjing 210094，China）

Abstract: The basic thermal environment of one-engine and four-engine multi-stage liquid launch vehicles has been systematically investigated and the feasibility of the nitrogen injection thermal protection method at the rocket base has been verified by numerical simulation. Based on multi-component Navier-Stokes equation, *k-ε* equation turbulence model and thermal radiation equation, the control equations were discretized using AUSM format to establish a plume model for high altitude supersonic flight launch vehicles. The plume flow field and heating rate of the launch vehicle at different altitudes were calculated using the blocked gird construction method, and the numerical results were compared with flight experiments to verify the feasibility of the calculation method. Study showed that at low altitudes, convection heating rate is dominant, with a peak at 30 km; at high altitudes, radiation heating rate is dominant, with a peak at 110 km; at the same time, the nitrogen injection device can effectively suppress gas backflow and reduce convection heating rate at the rocket base, but the selection of the right number of spouts and total injection pressure is extremely important.

Keywords: multistage launch vehicle；blocking grid；convection heating rate；
radiation heating rate；nitrogen injection

随着我国在月球探测、载人航天和空间站建设等一系列航空航天活动中取得重大进展[1-2]，为了提高火箭的运载能力，加大了对多喷管多级运载火箭的研究[3-5]。大型和多级运载火箭一般采

收稿日期：2022-06-19

作者简介：赵晨耕(1997—)，男，博士生，主要从事火箭导弹发射技术研究。E-mail: 2846822647@qq.com
通信作者：乐贵高(1964—)，男，研究员、博士生导师，博士，主要从事火箭导弹发射技术研究。E-mail: leguigao@njust.edu.cn

引用格式：赵晨耕，孙中一，苏逸飞，等. 高空飞行多级运载火箭基础热环境控制研究[J]. 航空动力学报，2024，39(12)：20220439. ZHAO Chengeng, SUN Zhongyi, SU Yifei, et al. Investigation the control of the basic thermal environment of multistage launch vehicle at high altitude flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220439.

用液体推进剂发动机以获得较大的比冲来提高运输能力，液体火箭发动机在工作过程中，因为外部环境压力较低，燃气流进入外部环境后急剧膨胀。火箭发射后，随着飞行高度的逐渐增加，外界大气压逐渐下降，发动机燃气膨胀逐渐加大，形成羽流现象[6-7]。同时，喷管燃气射流中的高温燃气会作用于箭体底部，由于火箭底部相当于背风面，容易受到燃气回流造成的对流加热与辐射加热的共同作用，从而使箭底温度迅速升高，这极大地影响了运载火箭飞行过程中的安全性。因此，对火箭底部的热环境分析和热防护的安全设计就显得极为重要[8-10]。

已有大量学者对火箭底部热环境开展了研究工作。史亚男[11]采用有限体积法求解 RANS 方程，采用 RNG k-ε 方程模型对火箭底部热环境进行研究；戴欣怡[12]采用标准 k-ε 方程模型研究了火箭发动机喷流对底部热环境的影响；周志坛等[13]采用燃气多组分输运方程，热辐射方程，Realizable k-ε 方程湍流模型对高空飞行环境中的运载火箭底部热环境进行研究。Reijasse 等[14]对阿里安 5 运载火箭进行数值模拟和缩比试验对比研究；Mehta 等[15]采用 CFD 方法建立了四喷管运载火箭底部流场模型，通过数值计算分析了数值模型对四喷管火箭底部热环境数值结果的影响。上述文献基本只对低海拔高度运载火箭的流场和底部热环境进行研究，没有涉及高海拔高度的运载火箭流场，分析高海拔高度箭底对流热流和辐射热流的规律，而且仅限于对火箭热环境进行分析，缺乏对其的控制研究。本文研究的难点在于如何计算多级运载火箭的飞行流场，并且分析高海拔高度的运载火箭底部的对流热流和辐射热流的规律，同时找出能降低箭底热流的方法，从而达到降低温度的作用，提高火箭飞行的安全性。

相较于辐射热流而言，对流热流随飞行高度的变化影响较大。火箭底部的对流热流主要来自于燃气回流[16-17]，因此，减少燃气回流即可降低火箭底部的对流热流。目前世界上对火箭底部的热防护方法大多是被动防护，即在火箭底部包裹防热系数比较高的材料，从而降低热传递达到降低温度的效果[18-19]。但是防热材料不仅价格高昂而且会降低火箭的运载效率，不利于大型重型运载火箭使用。

本文主要通过数值仿真的方法计算一级和二级液体运载火箭全尺寸网格的喷流流场，并经过深入研究各种飞行高度条件下，运载火箭底部热环境的变化规律。同时提出了在箭底安装单孔和双孔氮气喷射装置的主动热防护方法，从而抑制运载火箭底部对流热流达到降低温度的效果。

1 计算模型和计算方法

1.1 计算模型

计算模型如图 1 所示，一级运载火箭 C1 为四喷管液体运载火箭，二级运载火箭 C2 为单喷管液体运载火箭，同时搭载 4 台游动发动机，加上主机涡轮排气管、游机涡轮排气管和箭体所组成。定义 C1 火箭箭体底部中心为坐标原点，沿着箭体头部方向为 z 轴，C2 火箭主机喷管出口截面中心为坐标原点，沿着箭体头部方向为 z 轴，将坐标系固定在箭体上。C1 火箭的喷管出口直径为 D_1，C2 火箭的喷管出口直径为 D_2。

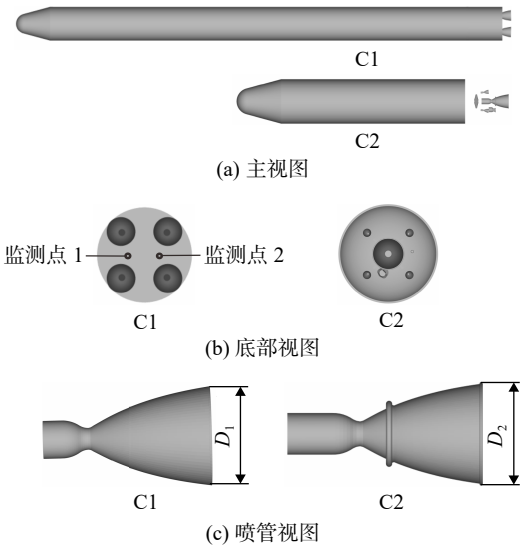


图 1 计算模型

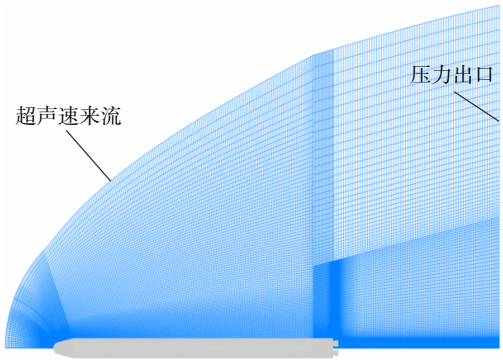
Fig. 1 Computational model

1.2 计算网格

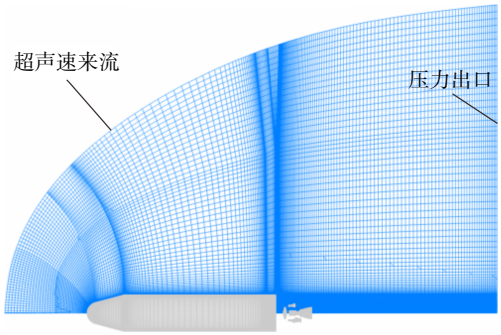
对运载火箭模型采取分块化划分网格方法，建立全尺寸的运载火箭高空飞行阶段的网格，对主机喷管，游机喷管以及重要喷流区域处的网格进行加密处理，同时为了提高计算网格的光滑性和正交性，计算域均采用结构化的六面体网格。沿着箭体远端网格逐渐变疏，一级运载火箭的网格总数为 1 086 万，二级运载火箭的网格总数为 1 223 万，计算网格如图 2 所示。

1.3 控制方程

采用真实燃气和空气多组分输运的流动模型。在建立燃气射流控制方程之前，先对燃气射流作



(a) C1火箭计算网格



(b) C2火箭计算网格

(c) 火箭底部计算网格

图 2　计算网格

Fig. 2　Computational grid

以下基本假设：①燃气射流满足连续介质假设；②燃气射流为可压缩纯气相介质；③燃气射流内部无化学反应发生；④采用燃气和空气多组份混合流动模型，多种组分均满足理想气体状态方程。多组份输运方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i)+\nabla\cdot\boldsymbol{J}_i+R_i+S_i=0 \qquad i=1,\cdots,N \tag{1}$$

其中Y_i为组份i的质量份数，R_i为组份i经过化学反应的净生成率，S_i为由自定义源项的弥散相所引起的生成率。

组份扩散通量

$$\nabla\cdot\boldsymbol{J}_i=-\rho D_{i,m}\nabla Y_i \tag{2}$$

其中$D_{i,m}$为混合介质中组分i的扩散系数。

在直角坐标系下，单一组份的可压缩 N-S 方程的守恒形式为：

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint_v Q\mathrm{d}V+\oiint_s[(\boldsymbol{E}-\boldsymbol{E}_v)\boldsymbol{i}+(\boldsymbol{F}-\boldsymbol{F}_v)\boldsymbol{j}+(\boldsymbol{G}-\boldsymbol{G}_v)\boldsymbol{k}]\cdot\mathrm{d}\boldsymbol{S}=0 \tag{3}$$

式中$\boldsymbol{E}$、$\boldsymbol{F}$和$\boldsymbol{G}$为气流通量矢量，$\boldsymbol{E}_v$、$\boldsymbol{F}_v$、$\boldsymbol{G}_v$为黏性通量矢量。

其中

$$\begin{cases}\boldsymbol{Q}=(\rho,\rho u,\rho v,\rho w,\rho e)^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{E}=(\rho u,\rho u^2+p,\rho uv,\rho uw,\rho u(e+p/\rho))^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{F}=(\rho v,\rho uv,\rho v^2+p,\rho uv,\rho v(e+p/\rho))^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{G}=(\rho w,\rho uw,\rho uw,\rho w^2+p,\rho w(e+p/\rho))^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{4}$$

$$\begin{cases}\boldsymbol{E}_v=(0,\tau_{xx},\tau_{xy},\theta_x)^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{F}_v=(0,\tau_{yx},\tau_{yy},\theta_y)^{\mathrm{T}}\\ \boldsymbol{G}_v=(0,\tau_{zx},\tau_{zy},\theta_z)^{\mathrm{T}}\end{cases} \tag{5}$$

$$\begin{cases}\tau_{xy}=\frac{2}{3}\mu(2u_x-v_y-w_z)\\ \tau_{yy}=\frac{2}{3}\mu(2v_y-u_x-w_z)\\ \tau_{zz}=\frac{2}{3}\mu(2w_z-u_x-v_y)\end{cases},\quad\begin{cases}\tau_{xy}=\mu(2u_y+v_x)\\ \tau_{xz}=\mu(2u_z+w_x)\\ \tau_{yz}=\mu(2v_z+w_y)\end{cases} \tag{6}$$

$$\begin{cases}\theta_x=u\tau_{xx}+v\tau_{xz}+w\tau_{xz}+K\partial T/\partial x\\ \theta_y=u\tau_{xy}+v\tau_{yy}+w\tau_{yz}+K\partial T/\partial y\\ \theta_z=u\tau_{xz}+v\tau_{xz}+w\tau_{zz}+K\partial T/\partial z\end{cases} \tag{7}$$

$$\mathrm{d}\boldsymbol{S}=(n_x\boldsymbol{i}+n_y\boldsymbol{j}+n_z\boldsymbol{k})\mathrm{d}S \tag{8}$$

气体单位体积总能为

$$P=(\gamma-1)[\rho E-\rho(u^2+v^2+w^2)/2] \tag{9}$$

其中K为导热系数，μ为黏度，按 Sutherland 公式计算。

1.4　湍流模型

k-ε 方程湍流模型

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\alpha_k\mu_{\mathrm{eff}}\frac{\partial k}{\partial x_j}\right)+G_k+G_{\mathrm{b}}-\rho\varepsilon-Y_{\mathrm{m}}+S_k \tag{10}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\varepsilon)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\varepsilon u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\alpha_\varepsilon\mu_{\mathrm{eff}}\frac{\partial\varepsilon}{\partial x_j}\right)+C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_k+G_{3\varepsilon}G_{\mathrm{b}})-C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k}-R_\varepsilon+S_\varepsilon \tag{11}$$

式中G_k是由层流速度梯度而产生的湍流动能，G_{b}是由浮力而产生的湍流动能。Y_{m}表示在可压缩

湍流中，从脉动耗散到完全耗散的贡献。α_k和α_ε是 k 方程和 ε 方程的普朗特数。S_k和S_ε是用户自定义的源项。

1.5 热辐射方程

在辐射传热模型中，辐射传热的积分-微分方程是基本出发点，该方程为：

$$\boldsymbol{S}\cdot\frac{\partial I}{\partial x_j}=k_\alpha I_\mathrm{b}-(k_\alpha+k_\mathrm{s})I+\frac{K_S}{4\pi}\int H(K,\boldsymbol{K})I_\alpha\boldsymbol{K} \tag{12}$$

式中$\boldsymbol{S}$为方向矢量；I为辐射强度；I_b为黑体的辐射强度；k_α、k_s分别为介质的吸收系数与散射系数；$H(K,\boldsymbol{K})$为相函数，表示内向散射的空间分布特性。

$H(K,\boldsymbol{K})$可近似地表示为

$$H_{m',m}=\sum_{n=0}^{M}a_n p_n\cos h$$

$$\cos h=m_{m'}+Y_m Y_{m'}+Z_m Z_{m'} \tag{13}$$

1.6 数值方法

1）N-S 方程离散

由于高空飞行火箭属于典型的高超声速流，在发动机持续推力加速下，火箭飞行速度高达 3 000 m/s，羽流马赫数很大，需采用能够捕捉强激波的 AUSM 数值格式求解，以便有效抑制强激波后的非物理振荡，基于 AUSM 系列格式的优点，本次计算使用这种格式。

2）AUSM 格式基本形式

AUSM 格式首先将无黏对流通量$\boldsymbol{F}_{\mathrm{inv}}^{M}$分解为物理属性不同的对流项$\boldsymbol{F}_\mathrm{c}$和压力项$\boldsymbol{F}_\mathrm{p}$：

$$\boldsymbol{F}_{\mathrm{inv}}^{M}=\boldsymbol{F}_\mathrm{c}+\boldsymbol{F}_\mathrm{p} \tag{14}$$

$$\boldsymbol{F}_\mathrm{c}=\boldsymbol{M}\cdot a\cdot\boldsymbol{Q} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{Q}=(\rho,\rho\mu,\rho v,\rho H)^\mathrm{T} \tag{16}$$

$$\boldsymbol{F}_\mathrm{p}=(0,p,p,0)^\mathrm{T} \tag{17}$$

AUSM 格式下的边界处的无黏通量$\boldsymbol{F}_{1/2}$可重写为

$$\boldsymbol{F}_{1/2}=\frac{1}{2}\boldsymbol{M}_{1/2}a_{1/2}(\boldsymbol{Q}_\mathrm{l}+\boldsymbol{Q}_\mathrm{r})-\frac{1}{2}|\boldsymbol{M}_{1/2}|a_{1/2}(\boldsymbol{Q}_\mathrm{r}-\boldsymbol{Q}_\mathrm{l})+p_{1/2} \tag{18}$$

AUSM 格式兼有 Roe 格式和 Van Leer 格式的优点，而且克服了两者的缺点。它具有数值耗散小、间断分辨率高、无需熵修正、计算量小等特点。

3）热辐射方程离散

离散坐标法由 Chandrasekhar 首先提出，并经 Carlson、Lathrop 加以发展，Fiveland 和 Jamaluddin 对它在辐射传热模拟中的应用进行了研究。它将辐射传热离散为 m 个离散的方向，每一个方向对应一定的立体角，在此角度内，辐射强度为定值。

2 数值结果

运载火箭在发射后，随着飞行高度的不断上升，变化的主要参数包括环境压强、环境温度和来流马赫数。为了研究不同高度下运载火箭底部热环境的变化，本文选择 10 个典型工况进行数值模拟，一级运载火箭飞行高度为 5～60 km，二级运载火箭飞行高度为 75～120 km。表 1 为这 10 个工况的自由流动条件参数，一级和二级运载火箭主喷管进口面的温度为 3 566.4 K，压强为 10 MPa，游动喷管进口面的温度为 3 467.31 K，压强为 4.5 MPa，为了模拟更加真实的飞行环境，火箭发动机燃气摩尔分数包括 H_2O(0.491 7)、CO_2(0.117 1)、CO(0.197 3)、H_2(0.098 9)、H(0.021 6)、OH(0.054 7)、O_2(0.012 2)和 O(0.006 4)，发动机燃气参数使用 NASA 标准热力计算软件 CEA 计算得到，计算模型为平衡流。

表 1 自由流条件参数

Table 1 Free flow condition parameters

工况号	H/km	Ma	p/Pa	T/K
1	5	0.6	54 020	255.65
2	10	1.2	26 436	223.15
3	20	2.1	5 300	256.00
4	30	3.0	1 172	226.65
5	40	4.0	259	251.05
6	60	6.2	20	245.45
7	75	6.71	2.388 0	208
8	100	7.69	0.032 0	195
9	110	7.89	0.007 1	240
10	120	8.02	0.005 2	232

2.1 不同高度下的马赫数分布

图 3 为一级运载火箭在不同高度下的马赫数场云图。因为火箭发动机的总压强远大于外部环境压力，所以燃气流在喷管出口的周围就会产生桶状压力波动，从图中可以看出，在 5～20 km 的高度时，火箭燃气流场中的马赫数波节比较明显。

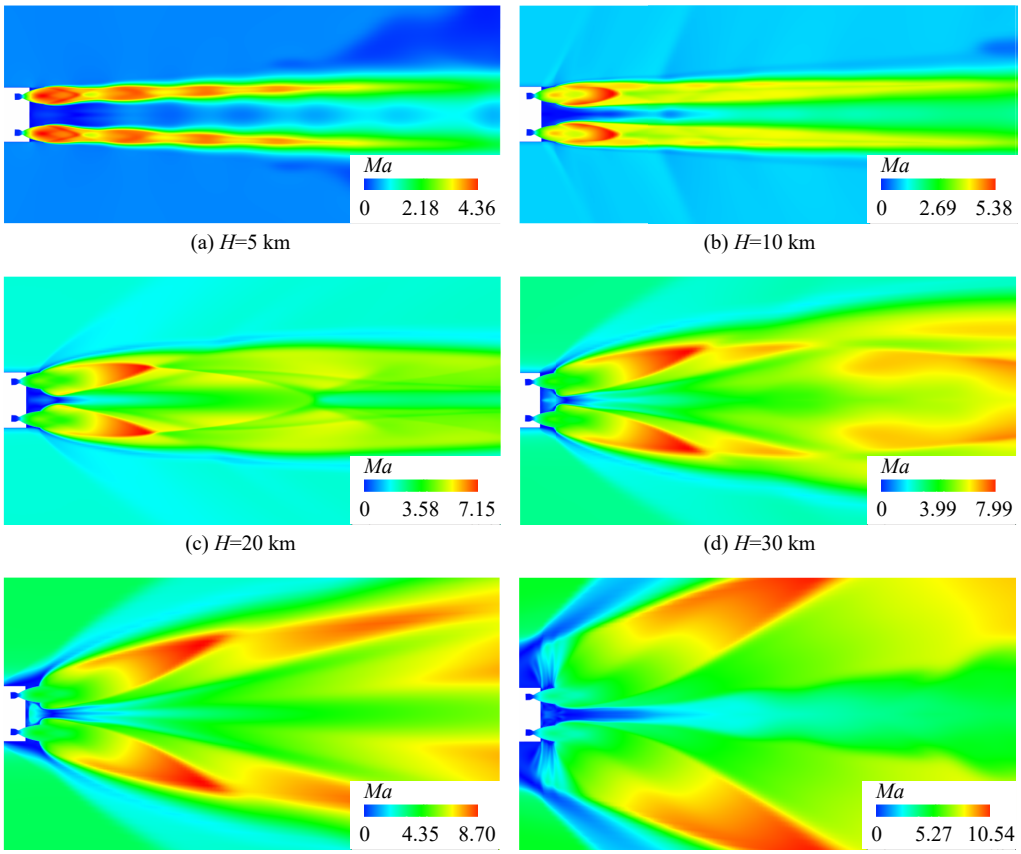


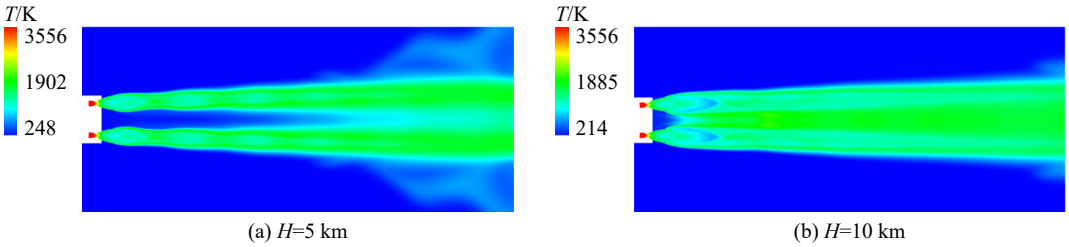
图 3　一级运载火箭在不同高度下的马赫数云图

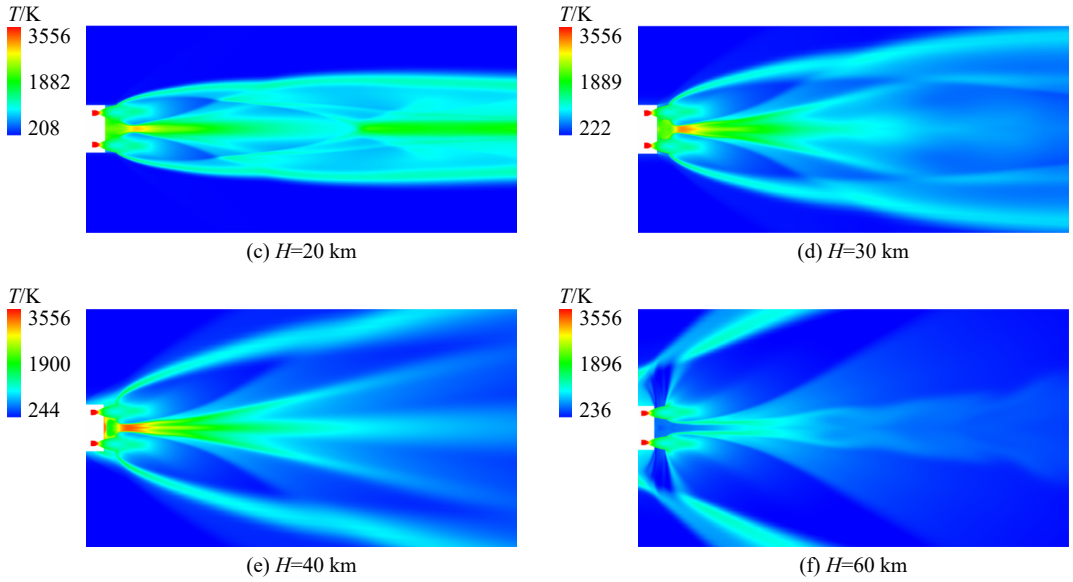
Fig. 3　Contour of Mach number of the C1 rocket at different altitudes

在 30 km 时，由于喷管内总压与外部大气压强之间差异很大，火箭燃气流喷射过程中膨胀比较强，同时又受到上游气流压缩，在箭体下游形成很大的羽流区域。40 km 时上游来流对箭体尾部羽流的压缩程度减弱，这是因为大气压强、密度和温度下降所致，羽流马赫数最大值进一步增大，喷流在箭体下游更远的区域才能充分膨胀。当火箭高度升至 60 km 时，由于外界压强和温度持续降低，外部来流对发动机喷流的压缩作用持续减弱，喷流膨胀继续加强。因此，随着火箭飞行高度的不断增加，外界环境压强不断下降，流场中的马赫数值增加，喷流膨胀持续加强，火箭燃气射流中的马赫数波节减少，桶形压缩波不断增大并且远离喷管出口。

2.2　不同高度下的温度分布

图 4 为一级运载火箭在不同高度下的温度场云图。从图中可以看出，随着火箭飞行高度的不断上升，喷管出口处的燃气喷流逐渐增大，扩大后的喷射流量与超声速来流相互作用使得高温燃气流作用于运载火箭底部，从而产生了对流热流。自由来流和喷管燃气喷流在箭体底部和喷管侧壁面之间形成了一个闭合区域对火箭底部进行对流传热，因此导致了火箭底部的对流热流前期随着飞行高度的增加而逐步增大。但随着火箭飞行高度的持续增加，喷管燃气喷流扩张更加剧烈，来流马赫数速度更快，从而使得所形成的闭合区域逐渐减小，这也导致了后期箭底对流热流的下降。





(c) H=20 km (d) H=30 km

(e) H=40 km (f) H=60 km

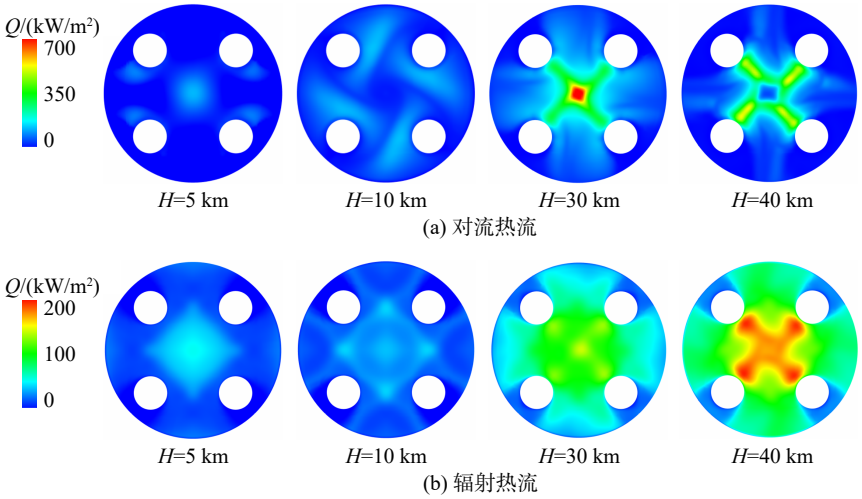
图 4 一级运载火箭在不同高度下的温度场云图

Fig. 4 Contour of temperature of the C1 rocket at different altitudes

2.3 不同高度下的热流分布

图 5 为一级运载火箭在不同高度下的箭底对流热流和辐射热流云图，从图中可以看出，在飞行高度为 5 km 时的对流热流最小，30 km 时的对流热流最大，5～40 km 对流热流经历了先升高后降低的过程。火箭底部的对流热流主要受燃气回流的影响，一方面，随着飞行高度的增加，外界压强的下降，火箭燃气喷流膨胀变大，会给箭体底部带来更多的回流，因此箭底对流热流上升；另一方面，随着飞行高度的增加，周围环境来流马赫数增加，会抑制箭体底部的燃气回流，因此箭底对流热流减少。在海拔高度较低时，箭底的回流影响大于来流马赫数的影响，因此对流热流呈现出上升的趋势，在海拔高度较高时，箭体底部的回流影响小于来流马赫数的影响，因此对流热流呈现出下降的趋势。同时，10 km 处的辐射热流最低，40 km 处的辐射热流最高，辐射热流经历了先降低后升高的过程，但是相比于对流热流，辐射热流随海拔高度变化并不明显。

图 6 为二级运载火箭在不同高度下的箭底对流热流和辐射热流云图，可以看出 120 km 处的对流热流最小，110 km 处的对流热流最大，但是不同高度下变化趋势并不明显。同时，110 km 处的辐射热流最大，120 km 处的辐射热流最小。



(a) 对流热流

(b) 辐射热流

图 5 一级运载火箭在不同高度下的箭底对流热流和辐射热流云图

Fig. 5 Contour of convection and radiation heating rate of the C1 rocket base at different altitudes

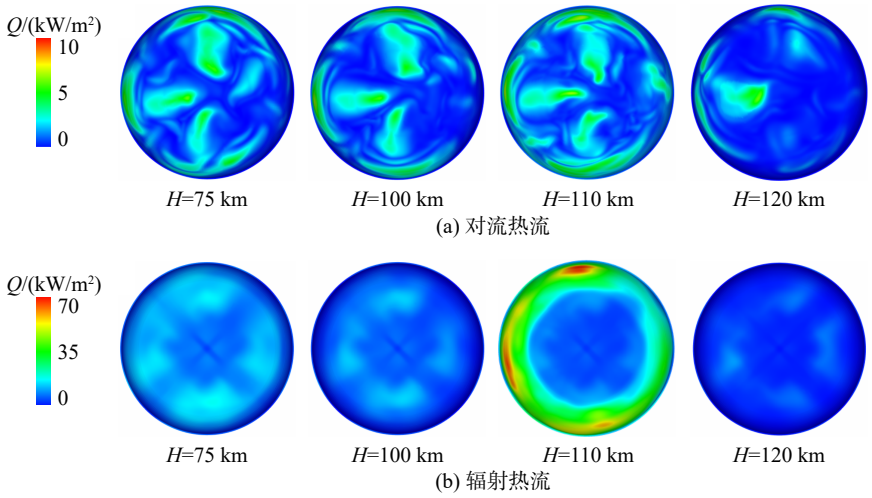


图 6　二级运载火箭在不同高度下的箭底对流热流和辐射热流云图

Fig. 6　Contour of convection and radiation heating rate of the C2 rocket base at different altitudes

图 7 是不同高度下的一级和二级运载火箭箭底最大对流热流和辐射热流对比图，箭底总热流主要由对流热流和辐射热流组成。从图中可以看出，在低海拔高度，箭底对流热流显著大于辐射热流，占主导地位；在高海拔高度，箭底辐射热流大于对流热流，占主导地位。因此当火箭飞行高度较低时，只要降低箭底的对流热流，就可以降低箭底的热流，从而达到降低温度的效果。

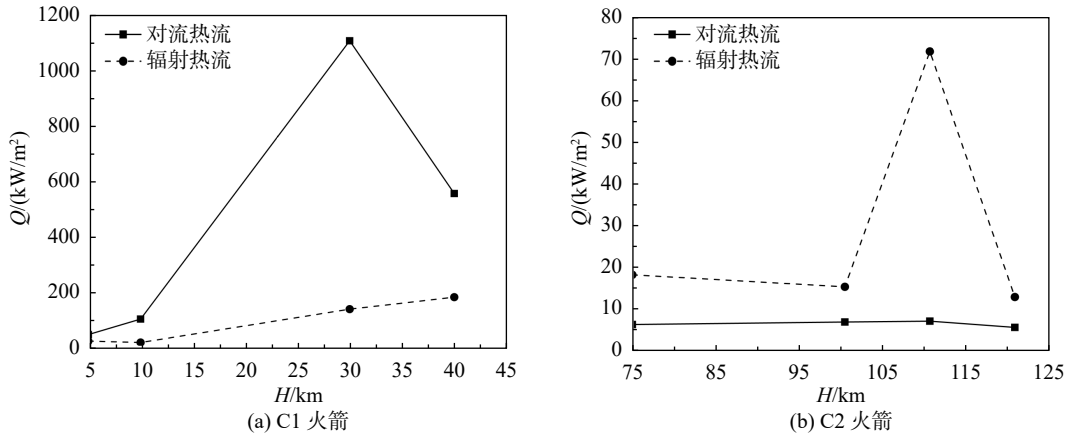


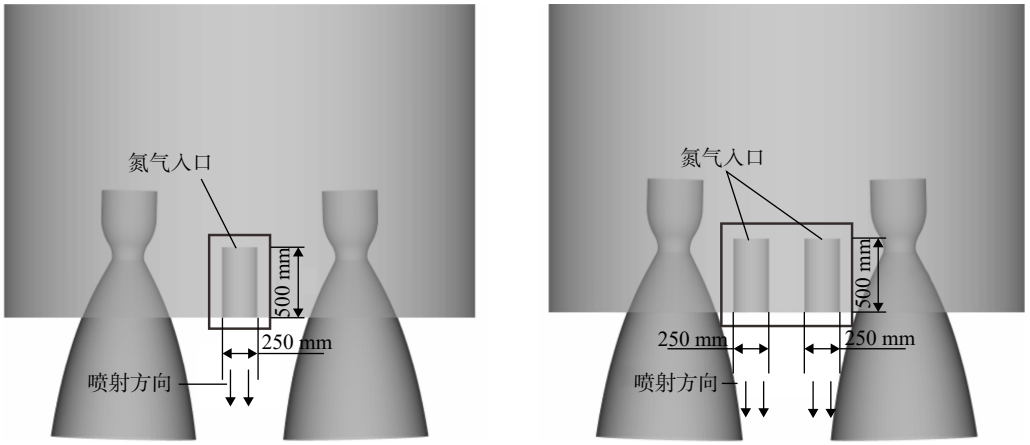
图 7　不同高度下的箭底最大对流热流与辐射热流对比图

Fig. 7　Comparison of maximum convection and radiation heating rate of the rocket base at different altitudes

2.4　箭底氮气喷射装置主动热防护方法研究

为了抑制箭底燃气回流，从而达到降低对流热流的效果，本文提出了在一级运载火箭底部加装氮气喷射装置的主动热防护方法。本文选取 30 km（对流热流最大处）的工况进行试验，在箭体底部安装单孔和双孔氮气喷射装置，通过改变氮气喷射的压强来探究氮气喷射对箭底对流热流的影响规律。图 8 为氮气喷射装置的几何模型，在运载火箭底部中心位置安装氮气喷射装置，装置直径 250 mm，氮气入口距离箭体底部 500 mm，喷射方向如图所示。氮气喷射装置外壳使用铝合金制造，由于其具有密度低、力学性能好、传热性和抗腐蚀性优良等一系列优点，因此被广泛地用于航空航天领域。其密度大约为 2.7 g/cm^3，由此可以大致计算出单孔氮气喷射装置的质量约为 15 kg，而双孔氮气喷射装置的质量为 30 kg 左右，不会过大地增加运载火箭的质量。表 2 为氮气喷射的工况设置，p(N)为氮气喷射总压，T(N)为氮气喷射总温，同时对比无氮气喷射装置时的箭底对流热流，说明氮气喷射装置对箭底热流的改善效果。

图 9 是不同工况下的箭底对流热流云图，反映了不同氮气喷射总压对箭底对流热流的影响。



(a) 单孔氮气喷射 (b) 双孔氮气喷射

图 8 氮气喷射装置几何模型

Fig. 8 Geometry model of the nitrogen injection device

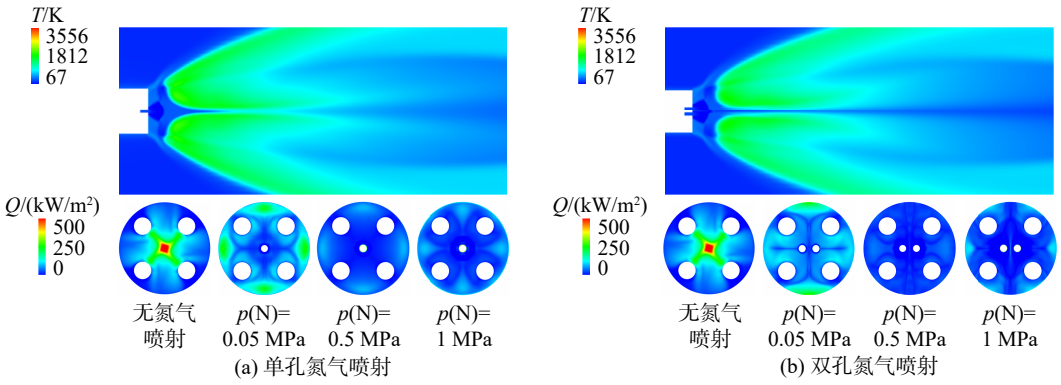
表 2 氮气喷射工况设置

Table 2 Nitrogen injection condition setting

工况号	H/km	T(N)/K	p(N)/MPa
1	30		
2	30	400	0.05
3	30	400	0.5
4	30	400	1

从图中可以看出，相比于无氮气喷射时，安装氮气喷射装置能显著降低箭底的对流热流，使箭底对流热流集中区域远离箭底中心位置，同时双孔氮气喷射装置的作用效果比单孔氮气喷射装置更加明显，箭底对流热流更低。

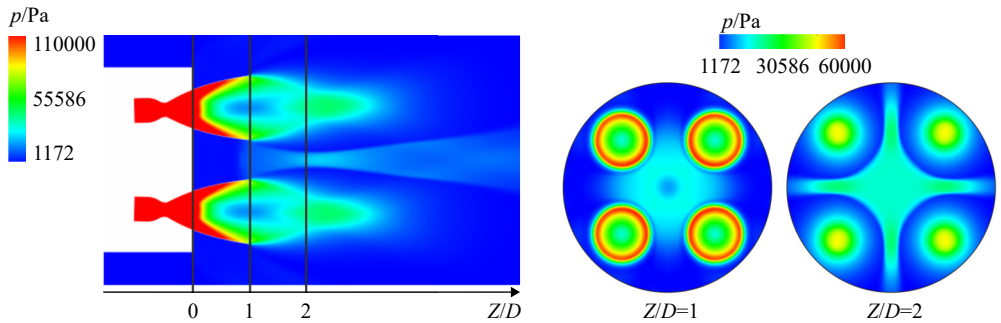
图 10 为不同工况下的箭底附近压强云图，定义运载火箭箭底为 Z/D=0。从图中可以看出，排气羽流膨胀在喷管出口处形成高压，当距离箭底较远时，羽流膨胀逐渐降低，Z/D=2 时的羽流膨胀小于 Z/D=1。同时，安装双孔氮气喷射装置的箭底中心部位的压强要更低。



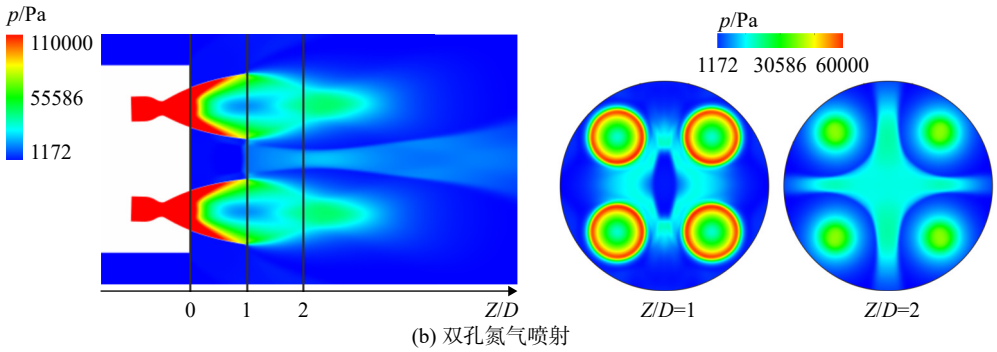
(a) 单孔氮气喷射 (b) 双孔氮气喷射

图 9 不同工况下的箭底对流热流云图

Fig. 9 Contour of convection heating rate of the rocket base at different conditions



(a) 单孔氮气喷射



(b) 双孔氮气喷射

图 10　不同工况下的箭底附近压强云图

Fig. 10　Contour of pressure near the rocket base at different conditions

图 11 为不同工况下的箭底对流热流对比图，从图中可以看出，当氮气喷射总压 0.05 MPa 时，箭底对流热流相对于无氮气喷射时显著降低；当氮气喷射总压为 0.5 MPa 时，箭底对流热流降到最低值；而当氮气喷射总压达到 1 MPa 时,箭底对流热流却反而上升。这是由于过高的氮气喷射会使远离箭底氮气出口处出现回流，回流反作用于箭底使其湍流强度增大，从而使对流热流略有上升。同时相对于单孔氮气喷射，采用双孔氮气喷射装置对于四喷管运载火箭的箭底热流的改善效果更为明显。因此可以看出，虽然氮气喷射装置能显著地降低箭底对流热流和湍流强度，但是如果喷射总压过高，起到适得其反的作用。

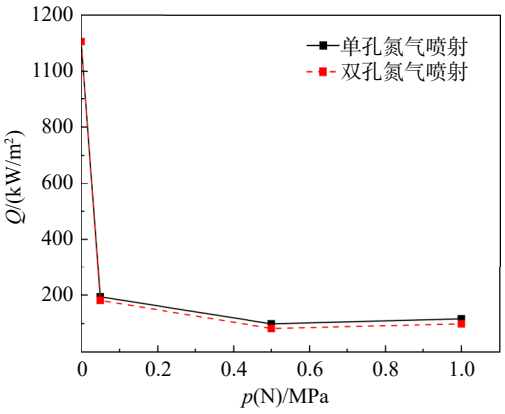


图 11　不同工况下的箭底最大对流热流对比图

Fig. 11　Comparison of maximum convection heating rate of the rocket base at different conditions

3　数值模拟与试验对比

选用一级运载火箭作为飞行试验的研究对象，在试验火箭的底部放置了两个热流传感器，将运载火箭在实际轨迹飞行中进行测试，获取箭体底部传感器测量的数值。

同时在数值计算的过程中，在与热流传感器相同的位置放置监测点 1 和监测点 2，得到了监测点的热流参数。将箭体底部传感器反馈的数据与仿真数据进行对比分析，验证本文所选用数值计算方法的精度。图 12 为两个监测点数值计算得到的总热流值与两个传感器飞行试验测得的总热流值的对比曲线，从图中可以看出两者还是比较接近的。在运载火箭发射 108 s 左右，总热流达到了峰值，正好对应 30 km 工况的附近，随着飞行高度的进一步增加，总热流呈现出下降的趋势；在运载火箭发射 141 s 左右，总热流明显降低，对应 40 km 工况位置。

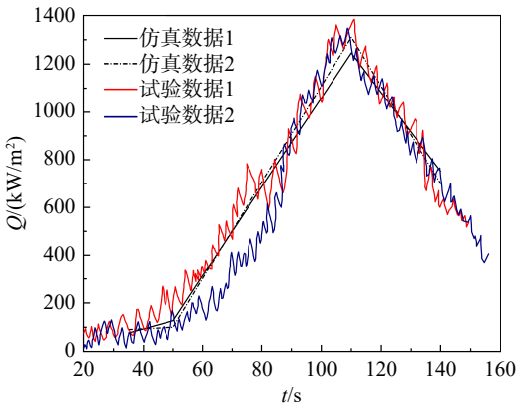


图 12　箭底总热流对比图

Fig. 12　Comparison of total heating rate of the rocket base

图 13 为某二级运载火箭主发动机的地面试验与使用本文数值方法计算的马赫数云图对比，从图中可以看出，喷管燃气射流中的桶形压缩波和马赫数波节与地面试验基本完美对应，进一步验证了本文选用模型的可靠有效。

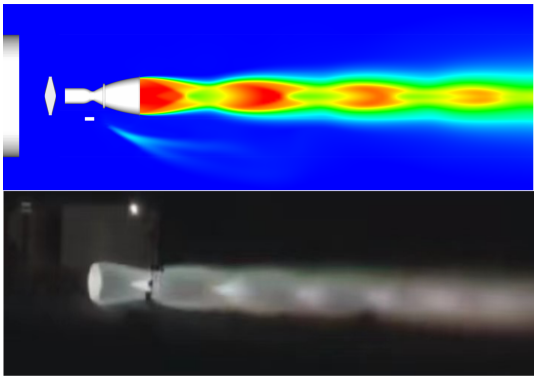


图 13 数值计算马赫数云图与试验对比

Fig. 13 Comparison of Mach number between numerical calculation and experiment

4 结 论

本文通过对高空飞行多级运载火箭基础热环境控制研究，将数值计算结果与试验结果相比较，验证了本文所采用的数值方法的精度和有效性，同时得到以下结论：

1）在海拔高度较低时，箭底热流主要以对流热流为主，且远大于辐射热流，随着海拔高度的增加，对流热呈现出下降趋势。在海拔高度较高时，箭底热流主要以辐射热流为主，且远大于对流热流。

2）箭体底部氮气喷射装置能够在一定程度上抑制燃气回流，从而显著降低火箭底部的对流热流。同时，低温氮气与火箭尾焰混合后也能起到降低温度场的作用，但是过高的氮气喷射总压反而会加大箭体底部的对流热流和湍流强度，起到反方向的效果。因此选择合适的氮气喷射总压极其重要。

3）对于四喷管一级运载火箭，双孔氮气喷射装置的效果优于单孔氮气喷射装置，能更有效地降低箭底对流热流。

4）本文研究的运载火箭底部主动热防护方法为箭底热防护的安全设计提供了新的思路。

参考文献：

[1] 邢成龙，乐贵高，沈林，等. 导流槽构型对火箭起飞时流场和声场的影响[J]. 航空动力学报，2020, 35(3): 589-596.
XING Chenglong, LE Guigao, SHEN Lin, et al. Influence of jet deflector configuration on flow field and acoustics field of launch vehicle at lift-off[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 589-596. (in Chinese)

[2] LU Chenyu, ZHOU Zhitan, LIANG Xiaoyang, et al. Thermal environment of launch pads during rocket launching[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2022, 59(2): 489-496.

[3] 乔野，聂万胜，丰松江，等. 多喷管液体火箭动力系统尾焰流场特性研究[J]. 推进技术，2017, 38(2): 356-363.
QIAO Ye, NIE Wansheng, FENG Songjiang, et al. Research on plume flow-field characteristics of multi-nozzle rocket propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(2): 356-363. (in Chinese)

[4] ZHOU Zhitan, BAO Yiyin, SUN Peijie, et al. Afterburning effect on thermal environment of four-engine liquid rockets at different altitudes[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2021, 15(1): 1134-1146.

[5] 苏虹，徐珊姝，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. (in Chinese)

[6] SHAN Shiquan, QIAN Bin, ZHOU Zhijun, 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.

[7] 罗天培，卜玉，李茂，等. 某型运载火箭一子级动力系统试验尾流辐射场的数值模拟[J]. 导弹与航天运载技术，2016(4): 67-71.
LUO Tianpei, BU Yu, LI Mao, et al. Numerical investigations of tail radiation fields of a launch vehicle first stage test[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(4): 67-71. (in Chinese)

[8] ZHOU Zhitan, LIANG Xiaoyang, ZHAO Changfang, et al. Investigations of base thermal environment on four-nozzle liquid launch vehicle at high altitude[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2020, 57(1): 49-57.

[9] 闫指江，吴彦森，张耘隆，等. 国内外运载火箭一级底部喷流热环境研究综述[J]. 载人航天，2021, 27(2): 262-268.
YAN Zhijiang, WU Yansen, ZHANG Yunlong, et al. Review of researches on thermal environment at base plate of launch vehicle at home and abroad[J]. Manned Spaceflight, 2021, 27(2): 262-268. (in Chinese)

[10] 孙培杰，王东保，杨帆，等. 运载高空发动机喷流热环境分析及飞行验证[J]. 上海航天，2016, 33(增刊 1): 23-28.
SUN Peijie, WANG Dongbao, YANG Fan, et al. Analysis and flight verification of the thermal environment of a transportable high-altitude engine jet[J]. Shanghai Aerospace, 2016, 33(Suppl.1): 23-28. (in Chinese)

[11] 史亚男. 喷管羽流对捆绑式运载火箭底部热环境的影响研究[D]. 北京：北京理工大学，2016.
SHI Yanan. Study on the influence of nozzle plume on the thermal environment at the bottom of bundled launch vehicle[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2016. (in Chinese)

[12] 戴欣怡. 固体捆绑火箭内部过程及底部对流热环境研究[D]. 上海：上海交通大学，2014.
DAI Xinyi. Study on internal process and bottom convection thermal environment of solid bound rocket[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014. (in Chinese)

[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 Zhitan, DING Yifu, LE Guigao, et al. Studies on thermal environment of liquid launch vehicle tail compartmentat high altitude[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(5): 577-584. (in Chinese)

[14] REIJASSE P, DELERY J. Investigation of the flow past the ARIANE 5 launcher afterbody[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1994, 31(2): 208-214.

[15] MEHTA M, CANABAL F, TASHAKKOR S B, et al. Numerical base heating sensitivity study for a four-rocket engine core configuration[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, 50(3): 509-526.

[16] 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 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. (in Chinese)

[17] PATEL D. Antares liquid rocket engine convective base heating: AIAA 2016-4415 [R]. Reston, Virginia: AIAA, 2016.

[18] 郭凤明，吴洁，姜沂，等. 运载火箭外表面复合材料保护罩的防热承载性能试验[J]. 机械设计与制造工程，2021，50(6): 75-80.
GUO Fengming, WU Jie, JIANG Yi, et al. Experiment on a kind of composite material protector of launch vehicle under heat and pressure loading[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2021, 50(6): 75-80. (in Chinese)

[19] 王亚军，刘树仁，吴义田，等. 运载火箭柔性防热材料隔热性能的试验研究[J]. 航天器环境工程，2019，36(1): 56-60.
WANG Yajun, LIU Shuren, WU Yitian, et al. Experimental study of thermal insulation of flexible heat-proof materials used in the aft cabin of second-stage rocket[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2019, 36(1): 56-60. (in Chinese)

（编辑：张　雪）