



推进技术  
*Journal of Propulsion Technology*  
ISSN 1001-4055, CN 11-1813/V

## 《推进技术》网络首发论文

题目：发动机喷流对可回收火箭底部热环境的影响  
作者：刘浩，李钧，冯刚  
网络首发日期：2024-12-17  
引用格式：刘浩，李钧，冯刚. 发动机喷流对可回收火箭底部热环境的影响[J/OL]. 推进技术. <https://link.cnki.net/urlid/11.1813.v.20241216.1700.004>



**网络首发：**在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

**出版确认：**纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

# 发动机喷流对可回收火箭底部热环境的影响

刘浩, 李钧, 冯刚

(航天科工火箭技术有限公司, 湖北 武汉 430040)

**摘要:** 为获得可回收火箭底部热环境数据, 采用离散坐标法与灰气体加权和热辐射模型对底部热环境进行数值仿真, 考虑真实燃气组分、热辐射和热对流的综合影响, 得到了可回收火箭上升段多喷管喷流以及一子级返回段逆向喷流状态下底部热流密度变化特性。结果表明, 火箭上升段, 高度低于 10 km, 底部以辐射热流为主, 随着高度增加, 部分高温燃气回流至箭体底部, 对流热流急剧升高, 热流峰值出现在 40 km 高度左右, 其值为 193 kW/m<sup>2</sup>。一子级返回第一次点火减速, 燃气处于极度的欠膨胀状态, 由于中心喷管的遮挡, 底部热流整体较小, 其值在 60 kW/m<sup>2</sup> 以下, 返回过程的热流峰值出现在第二次减速过程中, 此时三台发动机开机, 在自由来流作用下部分燃气回流至底部, 热流峰值可达 283 kW/m<sup>2</sup>。着陆段由于地面效应, 辐射热流急剧增加, 最大可达 216 kW/m<sup>2</sup>。

**关键词:** 可回收火箭; 发动机喷流; 一子级返回段; 热环境; 数值仿真

中图分类号: V411.4 文献标识码: A

DOI: 10.3724/1001-4055.2404026

## Effects of engine jet on thermal environment at base plate of reusable rocket

LIU Hao, LI Jun, FENG Gang

(Space Technology Co., Ltd, Wuhan 430040, China)

**Abstract:** In order to obtain the thermal environment data at base plate of reusable rocket, numerical simulations on thermal environment at base plate were done by using the discrete transfer method and weighted sum of gray gases model. Considering the comprehensive effects of the real gas components, thermal radiation and convection, the characteristics of the heat flux at base plate were obtained under the condition of multi-nozzle jets in the ascent flight phases of the reusable rocket and reverse jet in the descent flight phases of the first stage. The results show that when the height is less than 10 km in the ascent flight phases, the radiative heat flux is mainly at the base plate. With the increase of height, part of the high temperature gas reflux to the base plate and the convective heat flux rises sharply. The peak heat flux appears at about 40 km height, the value is 193 kW/m<sup>2</sup>. When the first stage returns in the first deceleration process, the gas is in the extreme underexpansion state. Due to the shielding of the center nozzle, the heat

flux at the base plate is small, and the value is below  $60 \text{ kW/m}^2$ . The peak heat flux in the descent flight phases appears in the second deceleration process. When three engines are started, part of the gas reflux to the bottom under the action of free flow. The heat flux can reach  $283 \text{ kW/m}^2$ . The radiative heat flux increase sharply due to the ground effect in landing process, and the maximum heat flux can reach  $216 \text{ kW/m}^2$ .

**Key words:** Reusable rocket; Engine jet; Descent flight phases of the first stage; Thermal environment; Numerical simulation

## 1 引言

火箭底部热环境预示不准会给飞行安全带来极大威胁甚至导致飞行失败。随着可回收火箭的快速发展,为保证火箭一子级返回时可以实现大范围推力调节,底部喷管台数往往较多,例如美国 Space X 的猎鹰 9 火箭底部喷管台数为 9 台。在火箭上升过程中多台发动机同时开机,多喷管喷流之间存在强烈相互干扰,底部包含复杂的对流及辐射加热效应<sup>[1]</sup>,其热环境比常规火箭更加恶劣。对于可回收火箭,还存在一子级返回过程,需要依靠发动机点火进行减速制动,此时喷管朝前,属于典型的逆向喷流问题<sup>[2]</sup>,自由来流和发动机喷流之间相互干扰,导致流场结构异常复杂,进一步增加了热环境预示的难度。为实现全飞行任务剖面的热分析,有必要对可回收火箭底部热环境进行系统研究。

针对常规火箭上升段发动机喷流热环境预示,国内外学者开展了相关的研究工作。范匆等<sup>[3]</sup>对单喷管导弹底部回流温度场进行仿真,发现在一定高度范围内,随着飞行高度增加,底部回流区温度显著升高。周志坛等<sup>[4]</sup>、杨学军等<sup>[5]</sup>对典型高度下单喷管火箭底部对流热环境进行计算,发现在特定高度下,对流热流存在峰值。闫指江等<sup>[6]</sup>对捆绑火箭底部热环境进行研究,结果表明底部热流主要由高温气体对底部的冲击强度决定。王迅<sup>[7]</sup>分析了飞行高度和攻角对底部热环境的影响,杨帆等<sup>[8]</sup>分别考虑了热辐射和热对流对真空二级火箭底部热环境的影响,苏虹等<sup>[9]</sup>、闫指江等<sup>[10]</sup>

对目前火箭底部热环境研究方法进行了总结并提出了未来的研究方向。

关于可回收火箭一子级返回段热环境研究,国内相关成果较少,国外的 Ecker 等<sup>[11]</sup>、Dumont 等<sup>[12]</sup>分析了一子级返回时发动机逆向喷流对热环境的影响,但没有考虑燃气辐射效应。

关于高温燃气热辐射计算方面,Smith 等<sup>[13]</sup>提出了一种灰气体加权和模型 (weighted sum of gray gases, WSGG),该模型可以计算  $\text{CO}_2$  和  $\text{H}_2\text{O}$  在不同分压条件下的总发射率。尹洪<sup>[14]</sup>利用 WSGG 模型计算了燃气轮机的对流、辐射耦合传热特性。Yin 等<sup>[15]</sup>、Krishnamoorthy 等<sup>[16]</sup>对 WSGG 模型进行了适应性优化,获得了更加精确的计算结果。

国内外相关学者对火箭底部热环境研究主要集中在常规火箭上升段,底部喷管台数较少,喷流干扰不强,少量的一子级返回段热环境研究也仅仅是针对底部的对流换热进行仿真,无法将热辐射和热对流综合进行考虑。本文采用数值仿真方法,针对可回收火箭飞行全程底部热环境进行研究,研究成果可为底部热防护设计提供参考。

## 2 物理模型和方法

### 2.1 模型和网格

本文研究的可回收火箭模型如图 1 所示,该型火箭以航迹回收状态 700 公里太阳同步轨道不小于 3 吨运载能力,低成本航天发射费用为目标研制,采用两级火箭构型,其中一级可

回收重复使用,火箭一级采用 7 台液氧甲烷发动机并联方案,全箭长度约 60 m,直径 3.8 m,底部包含 7 个发动机喷管,中心 1 个,周围 6 个沿周向均匀分布,喷管出口直径 1 m,膨胀面积比为 20。上升段七台发动机同时开机,返回段一子级再入大气层,底部喷管迎风飞行,在 60 km 高度附近发动机开机,进行第一次点火减速,持续一段时间后发动机关机,之后依靠气动阻力进行减速,在靠近地面约 2 km 高度再次进行点火减速,直至一子级平稳着陆。

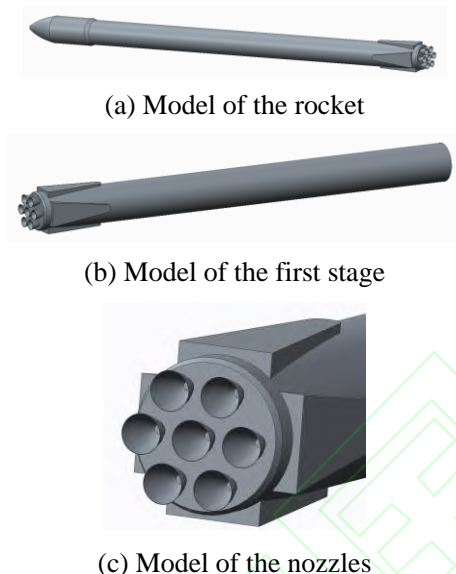


Fig. 1 Aerodynamic shape of the rocket

由于火箭飞行过程中攻角较小,为简化计算模型,本文仅针对  $0^\circ$  攻角条件进行热环境计算,考虑对称性,仅研究四分之一模型,采用非结构网格进行计算域网格划分,图 2 为上升段计算网格,在头部、喷管附近以及燃气喷流区域进行网格加密处理。

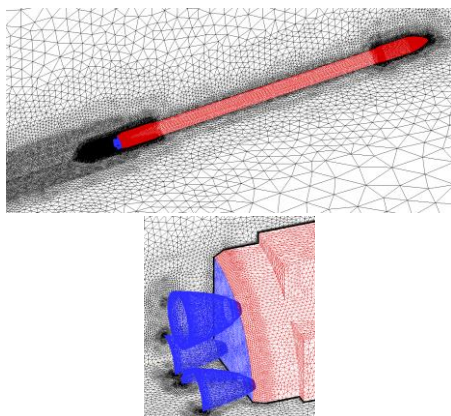


Fig. 2 Mesh of the rocket

计算采用的湍流模型为 Shear Stress

Transport (SST), 喷管喉部为压力入口边界,自由来流为压力远场,计算域出口为压力出口边界,利用组分输运方程对真实气体组分进行模拟,其中燃气组分参数见表 1,计算所使用的喉部静压 5.5 MPa,静温 3400 K,速度 1200 m/s。

Table 1 Gas component parameters

Component	Gas	Air
CO	0.2	0
CO <sub>2</sub>	0.2	0
H <sub>2</sub> O	0.6	0
O <sub>2</sub>	0	0.22
N <sub>2</sub>	0	0.78

开展网格无关性验证,网格量在 300 万到 850 万之间,采用相同的边界条件,对比返回段火箭底部峰值热流。图 3 为计算结果,随着网格量增加,底部热流逐渐下降,网格量 540 万以上,热流值基本保持不变,因此,综合考虑计算精度和计算效率,一子级返回段网格量约 540 万,上升段网格量约 640 万。

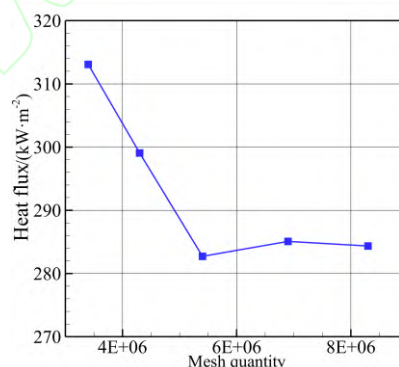


Fig. 3 Heat flux of different mesh quantities

## 2.2 计算方法校验

采用离散坐标法进行高温燃气的热辐射计算,辐射的光谱模型为灰气体加权模型,其基本处理方法是真实的非灰气体组合假设成一种透明气体与几种灰气体的混合气体,真实气体总发射率是通过几种灰气体的发射率加权求和获得<sup>[13]</sup>,在实际应用中可以适用于不同的气体组分和压力行程。本文采用的 WSGG 模型总发射率计算表达式如下:

$$\varepsilon = \sum_{j=1}^4 a_j(T) (1 - \exp(-k_j pL)) \quad (1)$$



式中,  $\varepsilon$  为混合气体总发射率,  $a_j$  为第  $j$  种假想灰气体的加权因子, 其值是温度  $T$  的函数;  $k_j$  为第  $j$  种假想灰气体的吸收系数,  $p$  为真实燃气组分中非透明的辐射介质气体组分分压 (本文主要是  $\text{CO}_2$ 、 $\text{H}_2\text{O}$ 、 $\text{CO}$ ),  $L$  为辐射的压力行程长度。本文采用的模型中  $a_j$  与温度之间的关系式如下:

$$a_j = b_{ji} + 10^{-5} b_{2i} T \quad (2)$$

式中  $b_{1i}$ 、 $b_{2i}$  是该温度多项式的系数, 具体值见表 2。

Table 2 The parameters for WSGG model

$i$	$b_{1i}$	$b_{2i}$	$k_j$
1	0.364	4.74	0
2	0.266	7.19	0.69
3	0.252	-7.41	7.40
4	0.118	-4.52	80.00

为验证发动机喷流热环境仿真方法, 选取相关试验模型进行校验。校验算例为 Musial 等<sup>[17]</sup>在 NASA Lewis 研究中心的风洞实验室进行的四喷管火箭发动机喷流热环境试验, 底部沿径向布置了多个热流传感器测点, 试验模型如图 4, 试验来流条件及喷管相关参数见表 3。

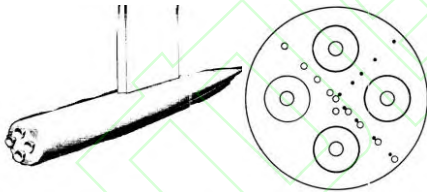


Fig. 4 Model of the experiment

Table 3 The parameters of the experiment

Parameters	Value
Mach number	2.75
Static pressure/Pa	1676
Static temperature/K	297.8
Combustion chamber pressure/MPa	4.13
Combustion chamber temperature/K	3470

图 5 为流场温度和马赫数分布云图, 由于来流静压较低, 喷管出口燃气进一步发生膨胀, 四个喷管之间的燃气射流发生掺混, 高温燃气回流至箭体底部, 导致底部附近温度较高。

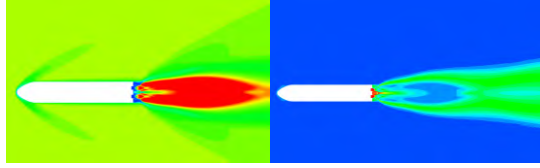


Fig. 5 Mach number and temperature contours of multi-nozzle jets

图 6 为底部热流密度随径向距离的变化曲线, 其中  $r_b$  为底部半径,  $r$  为径向距离, 计算结果和试验结果变化趋势基本相同, 随着  $r/r_b$  增加, 热流密度逐渐减小, 最大热流密度出现在底部中心位置, 计算的最大值为  $687 \text{ kW/m}^2$ , 试验值为  $643 \text{ kW/m}^2$ , 两者相差仅 6.8%, 综合考虑其他各测点偏差, 综合偏差约 20%。由于仿真计算所使用的燃气组分、温度、压力等相关参数与试验条件很难保证完全一致, 考虑到计算结果都高于试验结果, 因此采用本文的计算方法得到的热环境结果进行热防护设计会偏保守, 这对于工程应用是有利的。

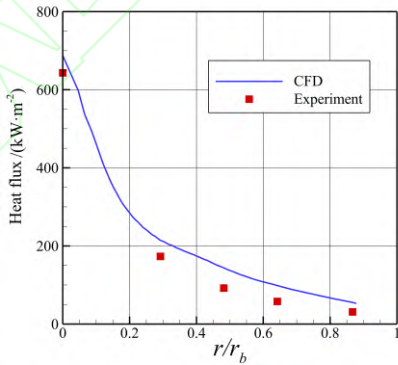


Fig. 6 Comparison of CFD and experiment results

### 3 结果与讨论

#### 3.1 上升段多喷管喷流热环境

火箭从地面起飞后, 飞行高度不断增加, 随之带来的是自由来流的静压和温度变化, 同时飞行马赫数也不断增加。为研究上升段底部热环境的变化规律, 对不同高度、不同来流马赫数状态进行计算, 七台发动机同时开机, 最大高度计算至 60 km, 具体的仿真工况见表 4。

Table 4 The simulation conditions in the ascent flight phases

Height /km	Pressure /Pa	Temperature /K	$Ma_\infty$
1	89876.3	282	0.25

Height /km	Pressure /Pa	Temperature /K	$Ma_\infty$
5	54048.2	256	0.74
10	26499.8	223	1.27
20	5529.2	217	2.28
25	2549.1	222	2.80
30	1197.0	227	3.28
35	574.6	237	3.76
40	287.1	250	4.19
45	149.1	264	4.57
50	79.8	271	5.12
60	22.0	247	6.65

图 7 为不同高度下马赫数云图，随着飞行高度增加，喷管出口燃气的膨胀区逐渐增大，火箭底部流场发生变化。高度在 10 km 以下，多股喷流的波节清晰可见，随着高度增加，多股喷流在出口附近再次膨胀，同时伴随强烈的相互干扰，喷流之间的界限变得不清晰，多股射流逐渐合成一股射流。

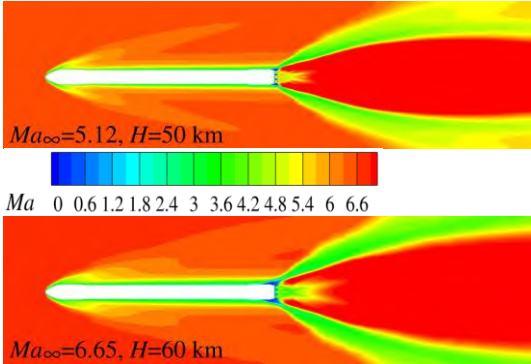
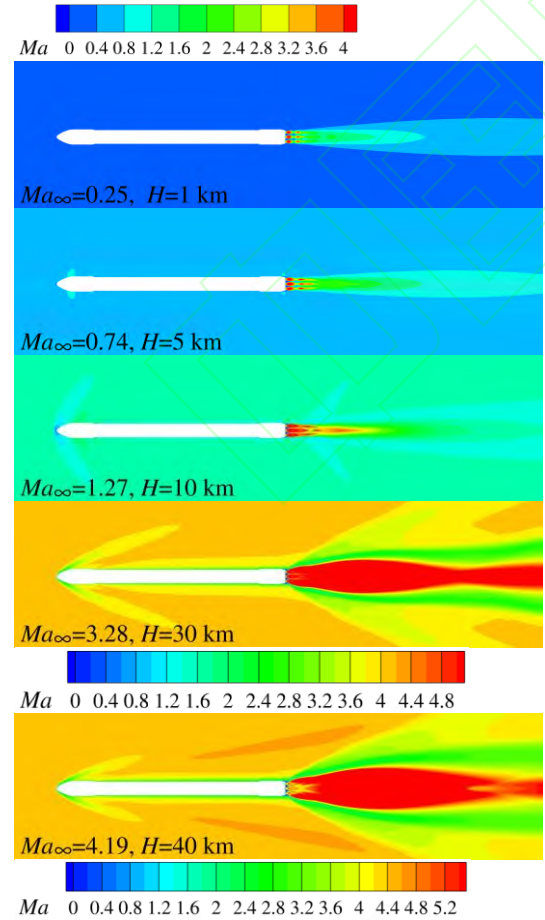


Fig. 7 Mach number contours at different altitudes in the ascent flight phases

表 5 为底部热流密度计算结果，图 8 为热流密度随高度变化曲线，其中包含辐射和对流两个部分，需要说明的是飞行过程中高度和马赫数具备一定的相关性，随着高度增加，马赫数也在同步增加。高度 30 km 以下，总热流在  $60 \text{ kW/m}^2$  以内，35 km 附近总热流急剧升高，之后基本稳定，其值保持在  $200 \text{ kW/m}^2$  左右。

Table 5 Heat flux of the base plate in the ascent flight phases

Height /km	$Ma_\infty$	Radiative /( $\text{W m}^{-2}$ )	Convective /( $\text{W m}^{-2}$ )	Total /( $\text{W m}^{-2}$ )	Radiative ratio/%
1	0.25	42639	1014	43653	97.7
5	0.74	38681	7431	46112	83.9
10	1.27	19683	14827	34511	57.0
20	2.28	16350	17389	33739	48.5
25	2.8	20423	19950	40374	50.6
30	3.28	30465	21395	51860	58.7
35	3.76	50009	137740	187749	26.6
40	4.19	53390	138412	191802	27.8
45	4.57	53809	139084	192893	27.9
50	5.12	48745	129819	178564	27.3
60	6.65	41796	126341	168137	24.9

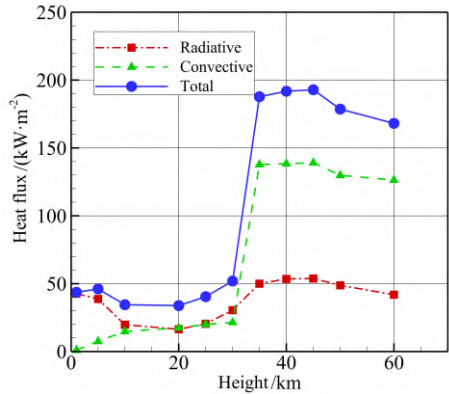
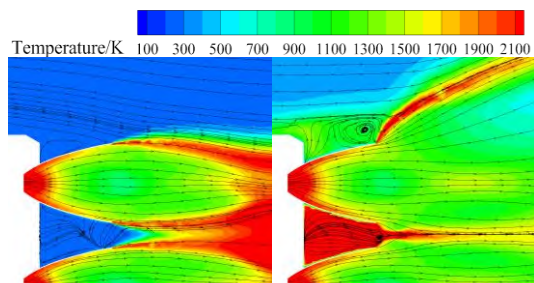


Fig. 8 Curve of heat flux with altitudes

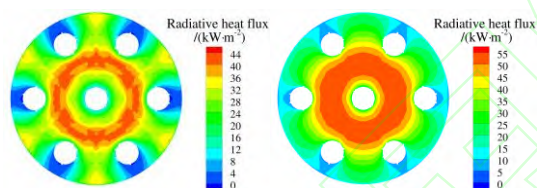
图 9 为喷管出口附近温度场，当高度较低

时, 高温燃气并未回流至箭体底部, 喷管之间的温度较低, 底部热环境较缓和, 随着高度增加至 35 km, 底部附近充斥着大量的高温燃气, 温度可达 2000 K 以上, 对流热流急剧增加。



(a)  $Ma_\infty=0.74$ ,  $H=5$  km (b)  $Ma_\infty=3.76$ ,  $H=35$  km  
Fig. 9 Temperature contours around the nozzle in the ascent flight phases

图 10 为底部辐射热流分布, 可以看出高热流区主要集中在中心喷管和外围喷管的间隙处, 在外围喷管远离中心的一侧, 由于喷管的遮挡作用, 整体辐射热流较小。



(a)  $Ma_\infty=0.25$ ,  $H=1$  km (b)  $Ma_\infty=4.57$ ,  $H=45$  km  
Fig. 10 Radiative heat flux contours of the base plate in the ascent flight phases

### 3.2 返回段逆向喷流热环境

#### 3.2.1 高空逆向喷流

一子级返回, 在 60 km 附近进行第一次点火减速, 此时大气压力只有 30 Pa 左右, 而喷管出口压力为 50 kPa, 压力之比达 1667, 喷管喷出的燃气处于极度的欠膨胀状态, 而来流马赫数高达 7, 发动机喷流和自由来流之间存在很强的相互干扰, 底部热环境复杂。减速过程中保持水平外侧两台发动机对称开机, 如图 11 所示, 表 6 为第一次点火减速弹道特征参数, 其中  $t_0$  为开机时刻。

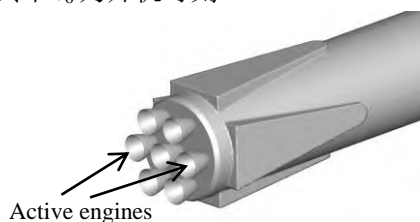
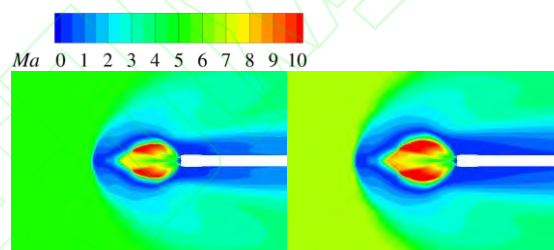


Fig. 11 Sketch of active engines

Table 6 Main trajectory points of the first deceleration process

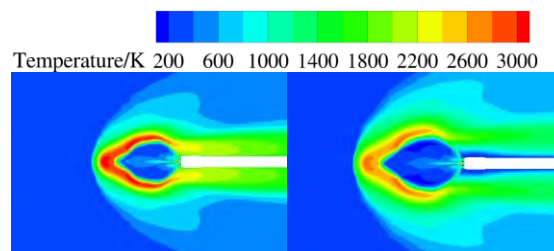
Time/s	Height/km	$Ma_\infty$
$t_0$	57	6.6
$t_0+9$	53	6.1
$t_0+14$	49	5.5
$t_0+18$	45	5.1

图 12 为  $Ma_\infty=6.6$ ,  $H=57$  km 和  $Ma_\infty=5.1$ ,  $H=45$  km 对称面马赫数分布云图, 在喷流的两侧存在较强的桶形激波, 高马赫区域主要集中在喷流的上下两个部位, 中心部位的马赫数较低。喷流膨胀区大小受高度影响较大, 高度越高, 外部大气压力越小, 燃气膨胀区越大。



(a)  $Ma_\infty=5.1$ ,  $H=45$  km (b)  $Ma_\infty=6.6$ ,  $H=57$  km  
Fig. 12 Mach number contours of symmetric plane in the first deceleration process

图 13 为对称面温度分布云图, 经过喷管出口后燃气继续膨胀加速, 导致喷管出口一定范围内温度下降明显, 由于来流和喷流之间相互作用, 喷流末端形成弓形激波, 高温区主要出现在弓形激波后方。



(a)  $Ma_\infty=5.1$ ,  $H=45$  km (b)  $Ma_\infty=6.1$ ,  $H=53$  km  
Fig. 13 Temperature contours of symmetric plane in the first deceleration process

图 14 为喷管局部温度分布云图, 在两个喷管同时喷流的情况下, 火箭底部附近温度并未明显升高, 主要原因是高温燃气在中心喷管轴线处交汇并回流进中心喷管内部, 温度较高的区域出现在两股喷流剪切作用区域, 箭体底部未出现高温燃气, 底部附近温度整体较低。



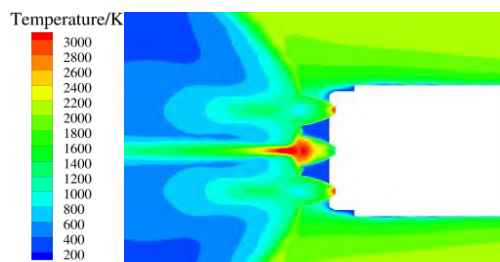


Fig. 14 Temperature contours around the nozzle in the first deceleration process ( $Ma_\infty=5.5$ ,  $H=49$  km)

返回第一次点火阶段，由于中心喷管的遮挡作用，并不会像上升段七台同时开机一样出现高温燃气回流至火箭底部的现象，因此主要以燃气的热辐射为主，对流热流较低，图 15 为总热流变化曲线，随着返回高度下降，总热流会略有增加，但都不超过  $60 \text{ kW/m}^2$ 。

图 16 为底部辐射热流分布，由于燃气的膨胀区较大，底部辐射热流整体分布较均匀，其中主要的高热流区分布在周围六台发动机的外侧，并且上下区域的热流略高。

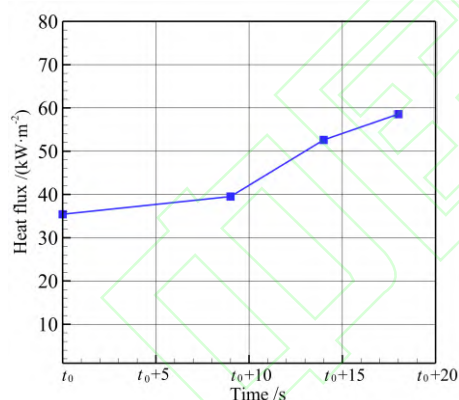
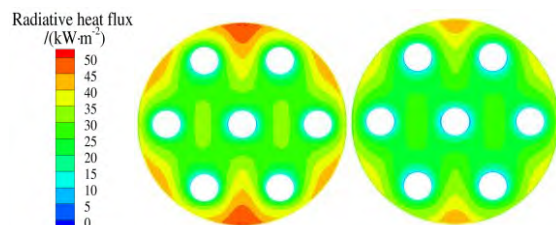


Fig. 15 Curve of heat flux with time in the first deceleration process



(a)  $Ma_\infty=5.1$ ,  $H=45$  km (b)  $Ma_\infty=6.6$ ,  $H=57$  km

Fig. 16 Radiative heat flux contours of the base plate in the first deceleration process

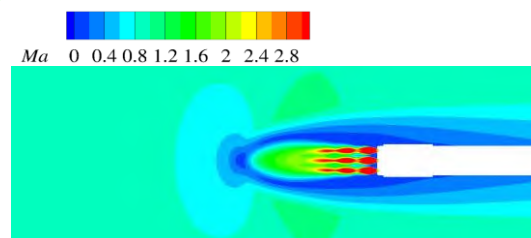
### 3.2.2 低空逆向喷流

离地 2 km 附近发动机再次开机，此时来流马赫数 0.89，之后速度逐渐降低，整个飞行过程约 28 s。表 7 为第二次点火减速弹道特征参数，其中  $t_1$  为第二次点火时刻。过程中存在水平三台同时开机和中心一台单独开机两种状态。

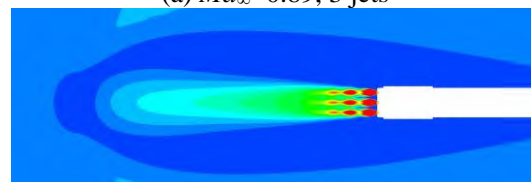
Table 7 Main trajectory points of the second deceleration process

Time/s	Height/km	$Ma_\infty$	Engine operating condition
$t_1$	2.3	0.890	Three engines on
$t_1+5$	1.4	0.375	Three engines on
$t_1+5$	1.4	0.375	One engine on
$t_1+13$	0.6	0.242	One engine on
$t_1+20$	0.2	0.131	One engine on
$t_1+28$	0	0.000	One engine on

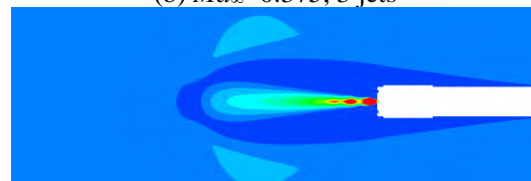
图 17 为对称面马赫数分布云图，由于第二次点火所处的高度较低，来流压力较高，三台发动机喷流之间的燃气相互干扰不明显，随着来流马赫数降低，燃气向下游发展距离变大，单喷管喷流的影响区域小于三喷管喷流状态。



(a)  $Ma_\infty=0.89$ , 3 jets

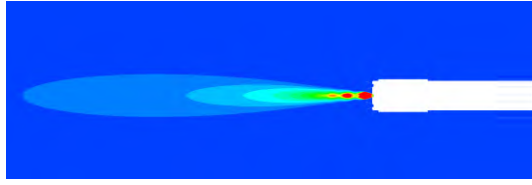


(b)  $Ma_\infty=0.375$ , 3 jets



(c)  $Ma_\infty=0.375$ , 1 jet

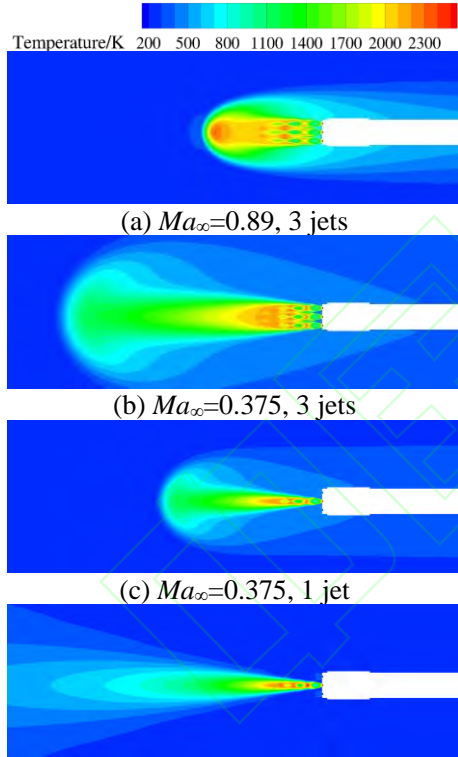




(d)  $Ma_{\infty}=0$ , 1 jet

Fig. 17 Mach number contours of symmetric plane in the second deceleration process

图 18 为对称面温度分布，点火初始时段，来流马赫数较高时，高温燃气受来流作用回流至箭体，导致底部热环境较为恶劣，当来流马赫降低至 0.375 以下时，燃气基本不会回流至箭体表面，随着来流马赫数继续降低，箭体热环境逐渐缓和。



(d)  $Ma_{\infty}=0$ , 1 jet

Fig. 18 Temperature contours of symmetric plane in the second deceleration process

图 19 为底部辐射热流分布云图，三台发动机同时开机，最大热流集中在中心发动机上下局部位，主要原因是该位置同时受到三台发动机热辐射的影响，因此热流较高。中心一台发动机开机时，辐射热流近似满足周向对称分布，高热流区集中在周围六台发动机的间隔部位。

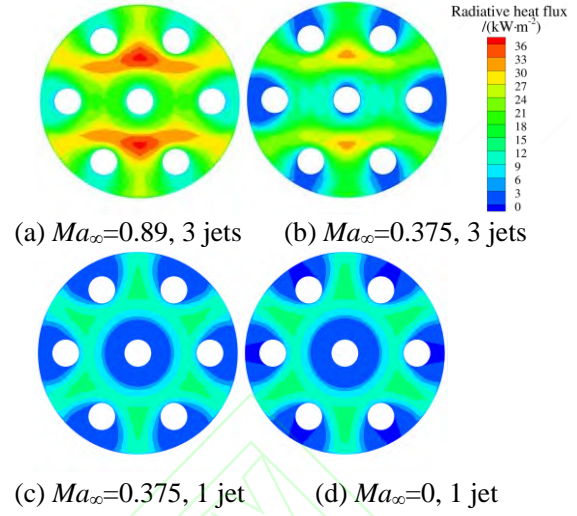


Fig. 19 Radiative heat flux contours of the base plate in the second deceleration process

图 20 为大底峰值热流随飞行时间变化曲线，表 8 为热流密度详细数据。随着高度降低，底部热流整体降低，开始点火时刻热流密度最大，最大值为  $283 \text{ kW/m}^2$ ，此时主要以对流热流为主，当来流速度为 0 时，此时相当于自由喷流状态，底部几乎只受辐射的影响，辐射热流占比达 98.1%，此时热流值为  $13.5 \text{ kW/m}^2$ 。减速过程中存在三台发动机切换为一台发动机的交班状态，交班过程外部来流条件几乎不变，当发动机工作台数减小后，辐射热流减小约 60%，对流热流变化不明显，总热流下降。

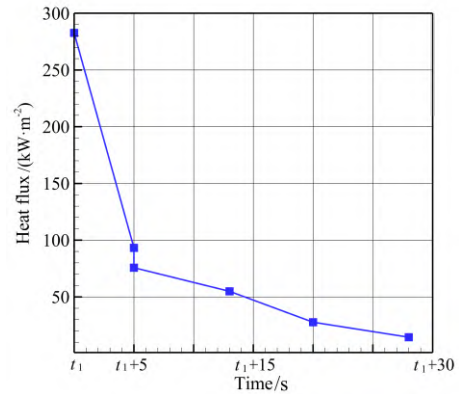


Fig. 20 Curve of heat flux with time in the second deceleration process

Table 8 Heat flux of the base plate in the second deceleration process

Time/s	Radiative /( $\text{W m}^{-2}$ )	Convective /( $\text{W m}^{-2}$ )	Total /( $\text{W m}^{-2}$ )	Radiative ratio/%
$t_1$	37146	245577	282723	13.1
$t_1+5$	31085	62192	93277	33.3

$t_1+5$	12763	62912	75676	16.9
$t_1+13$	21598	33299	54897	39.3
$t_1+20$	26099	1614	27713	94.2
$t_1+28$	13195	255	13450	98.1

### 3.2.3 考虑地面效应热环境

由于一子级返回靠近地面过程中,发动机高温燃气会受地面阻滞的影响,在地面附近区域存在高温燃气区,火箭底部受到燃气的热辐射作用加强,此时只有中间一台发动机开机,着陆支腿处于展开状态。

图 21 为对称面温度分布,高温区集中在喷管与地面之间,最高温度可达 2600 K,支腿局部温度最高约 1100 K。

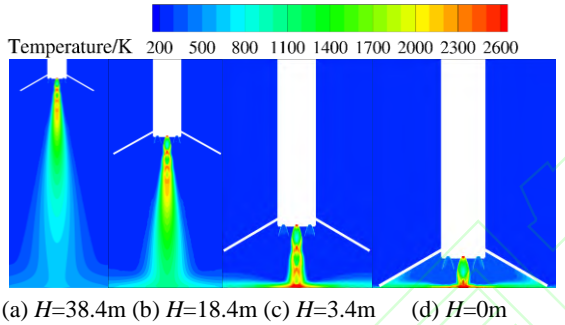


Fig. 21 Temperature contours of symmetric plane in the landing process

图 22 为支腿及底部辐射热流分布,其中离地较近时,底部整体热流较高,峰值热流约 200 kW/m<sup>2</sup>,支腿的高热流区集中在靠近底部约 1/3 部位。随着高度增加,底部热流分布受中心喷管燃气的影响,呈现出和自由喷流相近的分布。

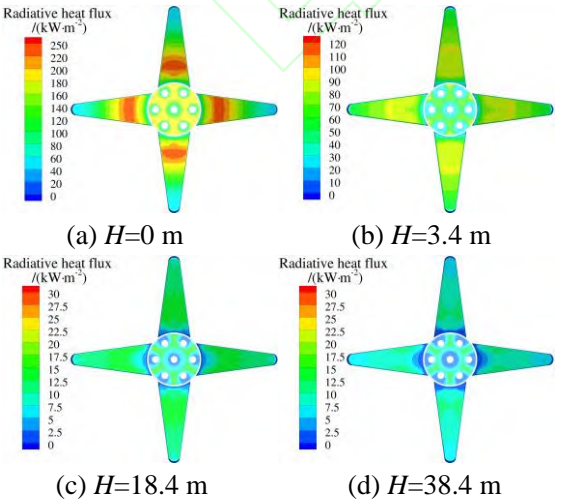


Fig. 22 Radiative heat flux contours of the base plate and leg in the landing process

表 9 为底部热流密度结果,热流密度最大值约 221 kW/m<sup>2</sup>,其中主要以辐射热流为主,占比可达 98%,随着箭体离地高度增加,热流下降明显。

Table 9 Heat flux of the base plate in the landing process

Height /m	Radiative /(W m <sup>-2</sup> )	Convective /(W m <sup>-2</sup> )	Total /(W m <sup>-2</sup> )	Radiative ratio/%
38.4	13891	32	13923	99.8
18.4	16012	200	16212	98.8
3.4	107643	246	107889	99.8
0	216378	4304	220682	98.0

## 4 结论

通过对可回收火箭上升段和一子级返回段发动机喷流流场进行仿真,详细分析了飞行全程的底部热环境,得到如下结论:

- 1)上升段飞行高度 10 km 以下,底部以热辐射为主,总热流在 60 kW/m<sup>2</sup> 以下,飞行高度在 40 km 左右,对流热流急剧增加,总热流可达 193 kW/m<sup>2</sup>,随着高度继续增加,总热流在 160~200 kW/m<sup>2</sup>;
- 2)一子级返回段发动机逆向喷流显著影响底部热环境,热流峰值出现在第二次点火时刻,底部热流可达 283 kW/m<sup>2</sup>,随着来流速度逐渐减小,底部热流减小;
- 3)地面效应显著影响底部热流分布及大小,离地较近时,辐射热流可达 216 kW/m<sup>2</sup>,在进行热防护设计时需要重点考虑。

## 参考文献:

[1] NEGISHI H, YAMANISHI N, ARITA M, et al. Numerical analysis of plume heating environment for H-IIA launch vehicle during powered ascent[C]. Cincinnati: The 43rd AIAA/AAME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2007.

[2] 刘浩, 李钧, 冯刚. 逆向喷流对可回收火箭气动特性的影响研究[J]. 推进技术, 2024, 45(2): 2211053.

LIU H, LI J, FENG G. Effect of opposing jet on aerodynamic characteristics of reusable rocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(2): 2211053. (in

- Chinese)
- [3] 范匆, 王长辉, 王海韵. 来流和尾焰相互作用对导弹底部加热的数值仿真研究[J]. 战术导弹技术, 2019(3): 107-113.  
FAN C, WANG C H, WANG H Y. Numerical simulation of interaction between external flow and plume on missile base heating[J]. Tactical Missile Technology, 2019(3): 107-113. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 杨学军, 沈清, 姚瑶, 等. 固体运载火箭底部对流热环境数值模拟[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(3): 56-61.  
YANG X J, SHEN Q, YAO Y, et al. Numerical simulation of convection heating flux in solid rocket base[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(3): 56-61. (in Chinese)
- [6] 闫指江, 沈丹, 吴彦森, 等. 多喷管运载火箭底部热环境研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2021(1): 105-109+114.  
YAN Z J, SHEN D, WU Y S, et al. Research on the base heating environment of a multi-nozzle heavy launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(1): 105-109+114. (in Chinese)
- [7] 王迅. 发动机喷流干扰对底部热环境影响研究[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(2): 24-30.  
WANG X. Impact of engine jet on bottom aeroheating environment[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 24-30. (in Chinese)
- [8] 杨帆, 王平阳, 包轶颖, 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)
- [9] 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.  
SU H, XU S S, HE W, et al. Research on the base heating environment of new launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2021(5): 20-24+49. (in Chinese)
- [10] 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 Z J, WU Y S, ZHANG Y L, 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)
- [11] ECKER T, KARL S, DUMONT E, et al. A numerical study on the thermal loads during a supersonic rocket retro-propulsion maneuver[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2020, 57(1): 131-146.
- [12] DUMONT E, STAPPERT S, ECKER T, et al. Evaluation of future Ariane reusable VTOL booster stages[C]. Adelaide: 68th International Astronautical Congress, 2017.
- [13] SMITH T F, SHEN Z F, FRIEDMAN J N. Evaluation of coefficients for the weighted sum of gray gases model[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1982, 104(4): 602-608.
- [14] 尹洪. 先进燃气轮机燃烧室与透平交互作用的流动传热机理研究[D]. 北京: 清华大学, 2014.  
YIN H. Research on the flow and heat transfer of combustor-turbine interaction in advanced gas turbine[D]. Beijing: Tsinghua University, 2014. (in Chinese)
- [15] YIN C, JOHANSEN L, ROSENDAHL L A, et al. New weighted sum of gray gases

- 
- model applicable to computational fluid dynamics(CFD) modeling of oxy-fuel combustion: derivation, validation, and implementation[J]. *Energy and Fuels*, 2010, 24(12): 6275-6282.
- [16] KRISHNAMOORTHY G. A new weighted sum of gray gases model for CO<sub>2</sub>-H<sub>2</sub>O gas mixtures[J]. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2010, 37(9): 1182-1186.
- [17] MUSIAL N T, WARD J J. Base flow characteristics for several four clustered rocket configurations at Mach numbers from 2.0 to 3.5[R]. NASA TN-D-1093, 1961.