

发动机喷流干扰对底部热环境影响研究

王 迅

(中国运载火箭技术研究院空间物理重点实验室, 北京 100076)

摘 要: 发动机底部热环境的准确预示是小型运载火箭研制的关键环节。为提升对小型运载器底部热环境的认识, 开展了发动机喷流干扰对底部对流加热影响的研究。首先, 采用计算流体力学方法, 开展了发动机喷流流动的数值计算研究, 分析了飞行高度、发动机开关机、飞行攻角对底部对流加热的影响; 然后, 从流动机理出发, 提出了一种降低底部对流加热的外形优化方法; 最后, 根据飞行试验测量结果, 讨论了底部加热的主要来源。

关键词: 底部加热; 热环境; 发动机喷流

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 2096-4080 (2021) 02-0024-07

Impact of Engine Jet on Bottom Aeroheating Environment

WANG Xun

(Science and Technology on Space Physics Laboratory, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Accurate prediction of engine bottom aeroheating environment is a key problem in the design of small launch vehicles. In this paper, the characteristic of heating environment on engine bottom is investigated. First, a series of numerical simulations are conducted to simulate the flow field on the launch vehicle's engines and rear section, analyzing the influence of height, angle of attack and jet of engine. A method for bottom heat mitigation is proposed based on flow property. Finally, the main source of heating is discussed based on the flight test data.

Key words: Bottom heating; Aeroheating environment; Engine jet

0 引言

中国航天经历了 60 余年的发展, 具备发射近地轨道、太阳同步轨道、地球静止轨道等多种轨道不同量级载荷的能力^[1]。近年来, 随着商业航天、军民融合的蓬勃发展, 国内外多型小型运载器的研发呈现呼之欲出的态势^[2]。作为火箭的心脏, 发动机是提供推力, 保证火箭系统运载能力的核心。对于小型火箭发动机, 喷管喷出的高温燃气向尾部膨胀, 随着高度上升, 环境压力逐渐降低, 喷流膨胀角逐渐增大, 燃气边界与火箭外

流可能形成局部气流反卷, 形成对流加热^[3]。火箭发动机燃气温度较高, 液体火箭发动机燃气中的 CO₂ 和 H₂O 等极性分子有较大的热辐射能力, 可对底部形成辐射加热^[4]; 固体发动机尾焰含大量固体粒子, 辐射加热明显高于液体火箭发动机^[5]。底盖板、尾罩等多个部位均处于尾部喷流加热的影响范围内。火箭底部加热问题历来是火箭技术的一个难点, 对底部热环境估计不足, 热防护措施不到位会给底部设备的安全性带来严重威胁, 甚至导致发射任务的失败; 而估计余量过大会增加设备质量, 降低发射效率^[6]。

收稿日期: 2020-09-18; 修订日期: 2021-03-01

作者简介: 王迅 (1989-), 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航天器总体设计及热环境设计。

E-mail: xunxun_19891121@126.com

针对发动机喷流引发的对流加热问题,国内外学者均进行了相关研究工作。Negishi 等^[7]针对日本 H-IIA 火箭开展了主发动机与助推器发动机底部气动热环境仿真,使用 CFD 数值模拟和 P1 辐射模型分别评估了对流和辐射加热,并指出了仿真结果与遥测结果存在明显差异。杨学军等^[8]分析了固体火箭尾舱热环境特点,提出了一种线性化热学参数的单介质模拟方法预示固体尾舱对流热环境。周志坛等^[9]结合液体运载火箭底部飞行试验数据,验证了使用 CFD 方法和离散坐标法对底部对流和辐射加热预示的有效性。吕俊明等^[10]对火星进入气体辐射加热的研究进展进行了总结分析。

为进一步提升对小型运载火箭底部热环境的认识,本文结合数值计算分析及飞行试验结果,开展了底部对流加热相关研究。首先,分析了典型流动状态下,发动机喷流流场结构及底部对流加热的影响因素;然后,从流动机理出发,提出了一种降低底部对流加热的外形优化方法;最后,结合飞行试验结果,对底部加热的来源进行了初步分析。

1 底部对流加热评估方法

本文使用计算流体力学方法开展流动仿真。采用有限体积法求解积分形式的三维可压缩 N-S 方程。空间无黏通量使用 Roe 格式离散^[11],黏性通量采用中心差分格式进行离散,时间离散采用隐式格式^[12]。计算中采用量热完全气体假设。计算使用结构化网格,为准确获得壁面对流加热,壁面首层网格壁面法向高度为 1×10^{-6} m。计算域含整箭体外形,并根据几何特征尺度进行适当简化,经过试算保证尾流区域网格范围可涵盖尾部流场特征。发动机喷流计算网格表面特征如图 1 所示。喷管出口燃气比热比及气体常数分别为 1.18 和 $286 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。为考虑燃气介质与空气的差异,计算中将燃气喷流等效成空气喷流,喷流入口取为发动机喉道,参数为压力 5.8 MPa,速度为 $1\,059.7 \text{ m/s}$,密度为 5.87 kg/m^3 。各物面均采用 300 K 壁温,不考虑内部结构传热。

按照典型特征选择了如表 1 所示的条件开展数值仿真。仿真中仅考虑对流加热,暂未考虑高温气体辐射的影响。

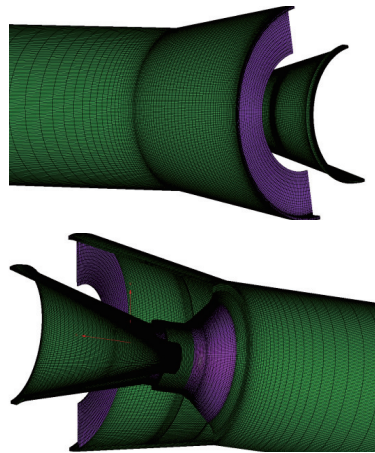


图 1 发动机壁面网格

Fig. 1 Surface grid on walls

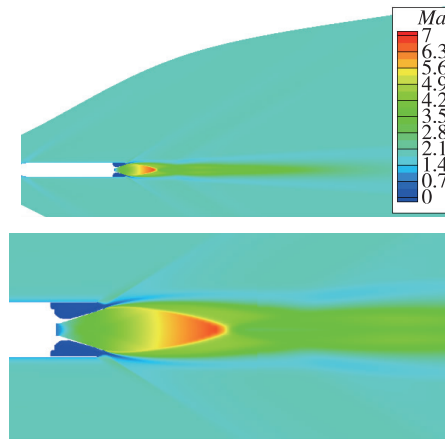
表 1 仿真状态表

Tab. 1 Calculation cases

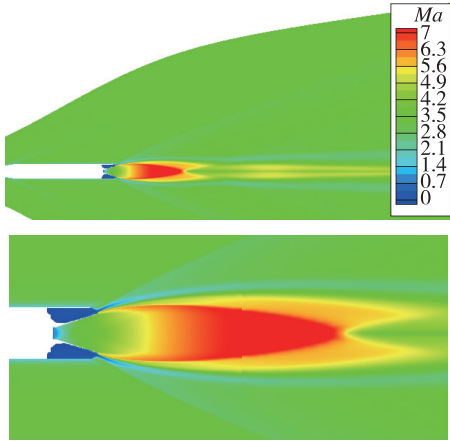
状态号	高度 H/km	马赫数 Ma	攻角 $A/(\text{°})$	备注
1	7	2	0	
2	15	3.2	0	
3	35	2	0	发动机关机
4	50	6	0	
5	50	6	0	增长挡板
6	50	6	4.5	

2 发动机喷流流场特征研究

图 2 为发动机工作时 7 km 和 15 km 高度下对称面马赫数分布云图。由图可知,随着高度的增加,来流速度逐渐降低,发动机喷流的膨胀范围随之增加。



(a) $H=7 \text{ km}$, $Ma=2$, $A=0^\circ$ (发动机工作)



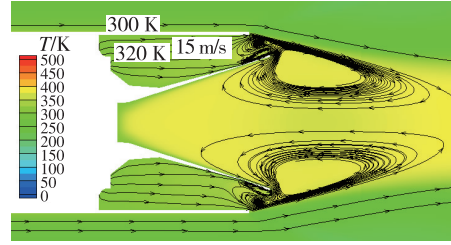
(b) $H=15\text{ km}, Ma=3.2, A=0^\circ$ (发动机工作)

图2 低空发动机工作时对称面马赫数分布云图

Fig. 2 Mach contour of symmetry plane at low altitudes

图3为发动机喷管附近对称面温度云图与流线。由图可知，发动机喷管与壳体间的空腔内存在低速回流，在发动机工作时，空腔内气流温度在500 K左右，速度在100~150 m/s间；而发动机关机时空腔内气流温度和速度均降低，温度约为320 K，速度仅为10~20 m/s。

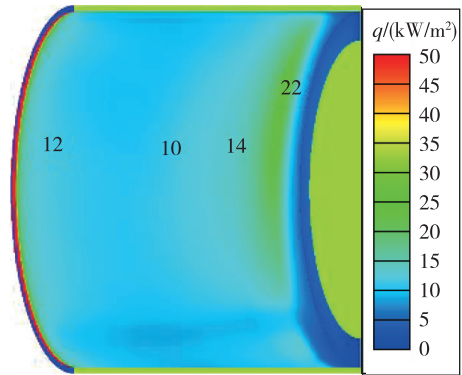
图4给出了一级尾段内壁的热流分布。当发动机工作时的壳体内壁热流大于发动机关机时壳体内壁热流，喷管罩内为低速对流换热。根据传热学原理，低速对流换热受密度影响明显，高度7 km发动机开机状态舱内气流密度明显高于15 km飞行状态，低空舱壁内对流热环境明显高于高空状态。发动机关机时，舱内气体温度较低，不会产生明显的气动加热。



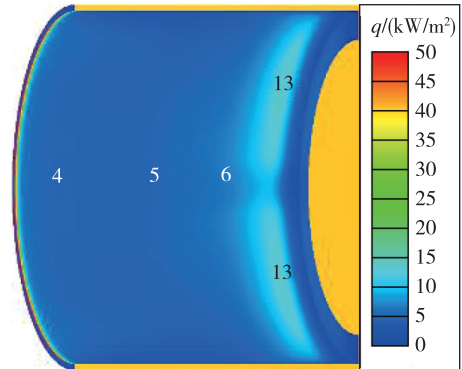
(c) $H=35\text{ km}, Ma=2.0, A=0^\circ$ (发动机关机)

图3 发动机喷管附近对称面温度云图与流线

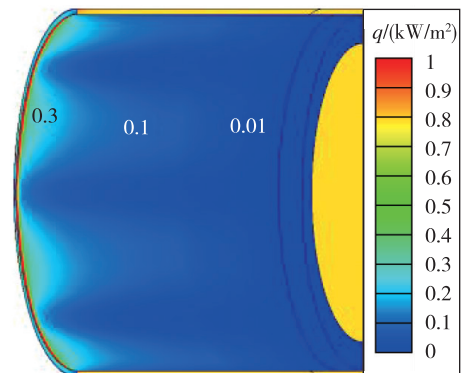
Fig. 3 Temperature contour and streamlines near engine's outlet



(a) $H=7\text{ km}, Ma=2, A=0^\circ$ (发动机工作)



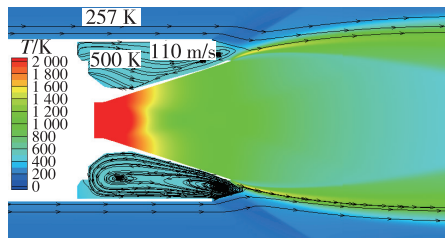
(b) $H=15\text{ km}, Ma=3.2, A=0^\circ$ (发动机工作)



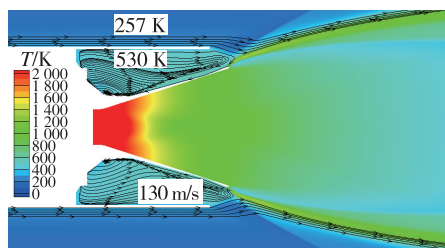
(c) $H=35\text{ km}, Ma=2.0, A=0^\circ$ (发动机关机)

图4 发动机内壁对流热流分布

Fig. 4 Heat distributions of engine's inner wall



(a) $H=7\text{ km}, Ma=2, A=0^\circ$ (发动机工作)



(b) $H=15\text{ km}, Ma=3.2, A=0^\circ$ (发动机工作)

图4 发动机内壁对流热流分布

Fig. 4 Heat distributions of engine's inner wall

图 5 给出了发动机在高空 (50 km) 工作时的 Ma 数分布云图。与图 2 相比, 当发动机工作在高空段时, 来流动压很小, 因此发动机喷流膨胀范围明显增大, 呈典型的欠膨胀喷流流场, 与图 6 所示的欠膨胀喷流流场结构类似。随着攻角由 0° 增加至 4.5° , 发动机喷流范围略微上移。

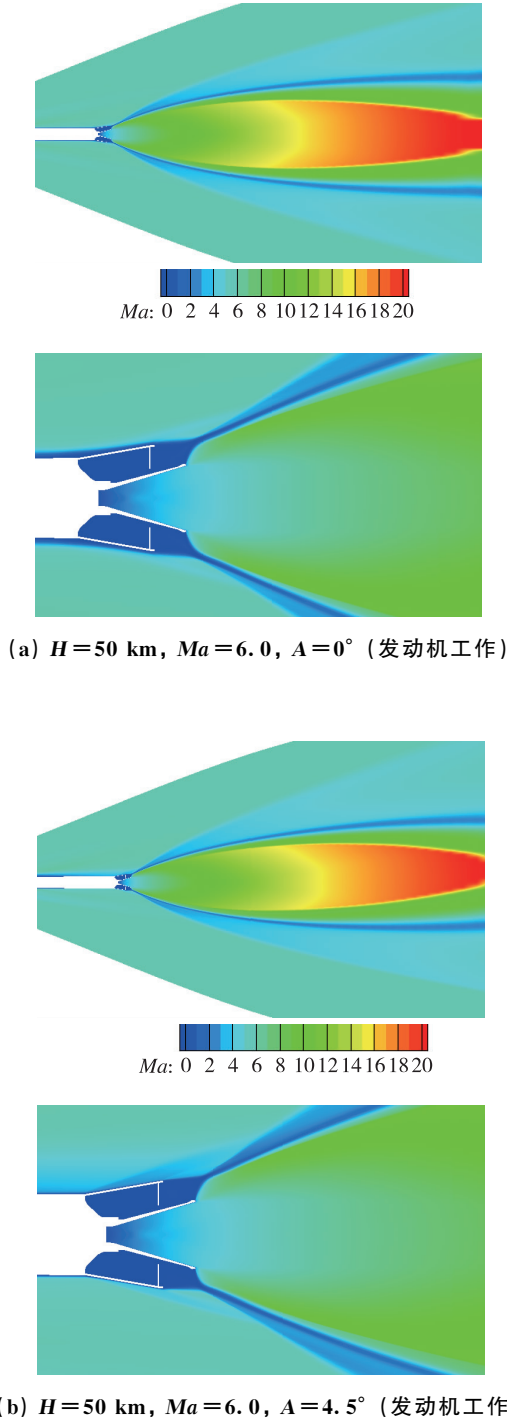


图 5 高空发动机工作时对称面马赫数分布云图
Fig. 5 Mach contour of symmetry plane at high altitudes

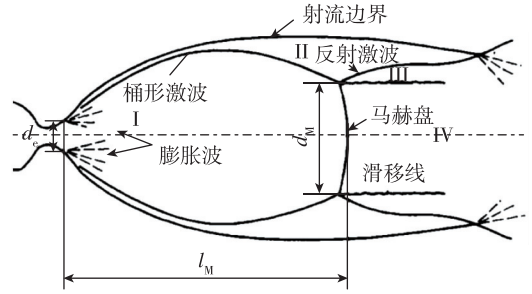


图 6 欠膨胀射流流场结构示意图
Fig. 6 Flow structure of under-expansion

图 7 是在 $H=50\text{ km}, Ma=6$ 状态下发动机喷管附近对称面温度云图与流线。由图可知, 发动机喷管外壁及底遮板形成了典型的底部回流流动, 底遮板回流的气流温度在 817 K 左右, 而由于底遮板的遮挡作用, 发动机壳体与喷管间的空腔内气流温度明显低于底遮板回流区温度, 仅为 308 K 左右。当攻角变大时, 喷管喷流向上偏移, 导致迎风侧底遮板回流和空腔内的气流温度明显小于背风侧。背风侧底遮板回流区温度约 926 K 左右, 高于迎风侧 (约 556 K)。

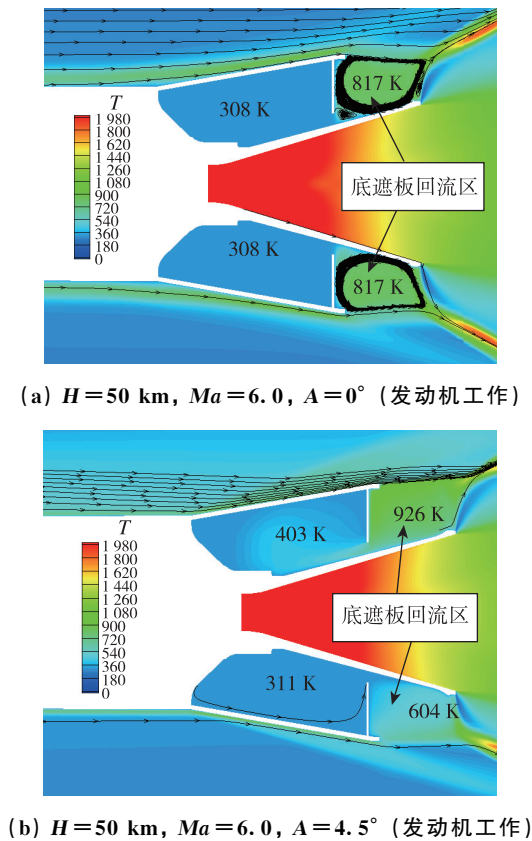


图 7 高空发动机喷管附近对称面温度云图与流线
Fig. 7 Temperature contour and streamlines near engine's outlet

图8为 $H=50\text{ km}$, $Ma=6$, $A=4.5^\circ$ 状态下的底部内壁热流分布。由图可知, 攻角对流场的影响使得底遮板和空腔内壁热流呈现出迎风侧低于背风侧的特征。底遮板背风侧热流最高达到了 20 kW/m^2 , 略高于相同位置的壳体外壁最大热流 (15 kW/m^2), 迎风侧热流在 $1\sim 5\text{ kW/m}^2$ 之间; 由于底遮板的遮挡作用, 空腔内壁热流很低, 最大热流不超过 2 kW/m^2 。

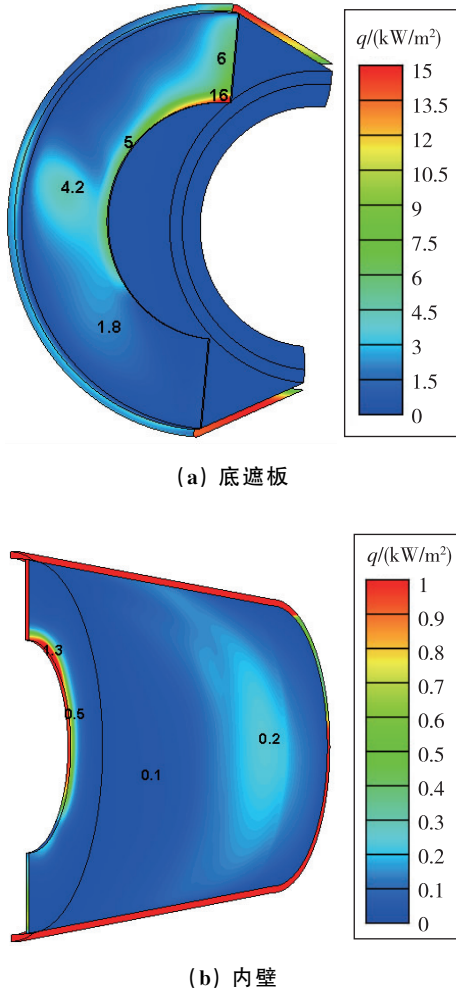


图8 尾段内壁对流热流分布
($H=50\text{ km}$, $Ma=6$, $A=4.5^\circ$)

Fig. 8 Heat distributions comparison of inner wall

3 尾段局部优化对底部对流热环境的影响

由第2节可见, 发动机底遮板与高温燃气直接接触, 使用不考虑辐射的CFD计算数值结果显示, 底遮板表面存在约 $2\sim 16\text{ kW/m}^2$ 的对流热流。考虑高温燃气和高温壁面的辐射加热后预计热环境将更高, 为了防止底遮板受热损坏导致高温气体

进入内部舱体, 对底部发动机附近舱体进行局部优化。

由图7和图8可见, 在底遮板后面的舱体内壁, 由于高温气流受到阻挡, 速度和温度均明显低于外部气流, 这使得内壁热环境明显降低。借鉴此原理, 通过改变底遮板局部结构外形, 降低流动速度温度, 预计可以达到降低底遮板热流的作用。考虑到底遮板附近流动受到外流和发动机喷管流动的共同影响, 在不改变喷管和整体外形的基础上, 通过增长挡板对外形优化, 对优化前后的外形开展CFD数值计算, 评估了尾段挡板增长对底遮板对流热环境的影响。

挡板增长前后的外形对比如图9所示。除挡板外其余部件和原始外形保持一致。

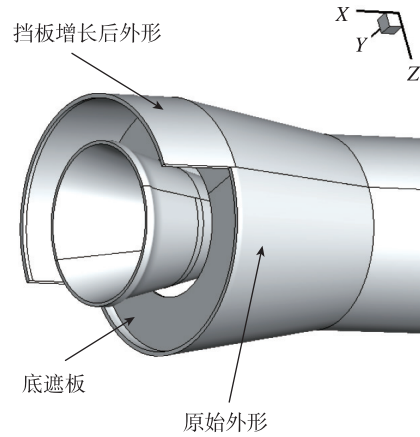
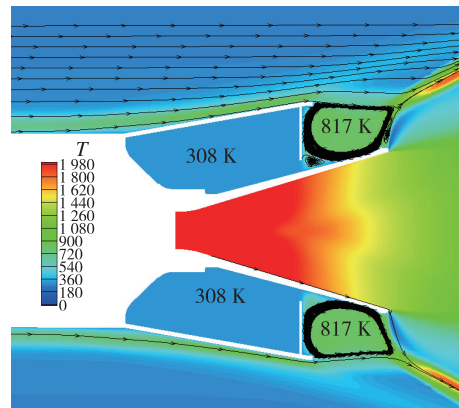
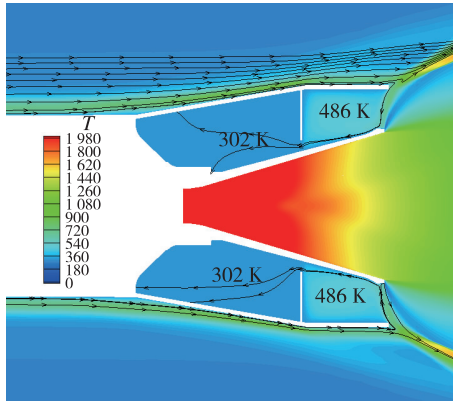


图9 挡板优化前后外形对比
Fig. 9 Comparison of original and optimized geometry

在 $H=50\text{ km}$, $Ma=6$, $A=0^\circ$ 来流条件下, 挡板外形优化前后的流场对比如图10所示。由此可见, 挡板增长后, 底遮板、喷管外壁形成的方腔涡流的温度由 817 K 降低至 486 K 。与优化前相



(a) 优化前



(b) 优化后

图 10 $H=50\text{ km}$, $Ma=6$, $A=0^\circ$ 挡板
优化前后外形流场对比

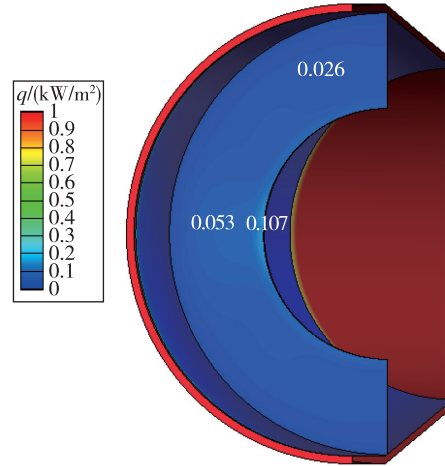
Fig. 10 Comparison of flow structures of the original and optimized geometry at $H=50\text{ km}$, $Ma=6$, $A=0^\circ$

比, 由于涡流外侧的剪切层被增长后的挡板固壁替代, 抑制了此部位流动能量, 所以此区域流动温度明显降低。

优化前后的底遮板热环境对比如图 11 所示。优化后底遮板热流明显降低, 大部分面积的对流热流在 0.1 kW/m^2 以内。局部外形优化对底遮板热环境影响明显。在本文所述的来流参数范围内, 使用优化后的外形后底遮板对流热环境可以忽略。伸长后挡板边缘热环境可能会很高, 隔热设计需要关注影响。

4 底部加热的飞行试验结果分析

某小型固体运载火箭在飞行过程中, 底遮板布置了热流测点, 可以获取的热环境数据同时包含对流和辐射加热。测点位置和测点处热环境数

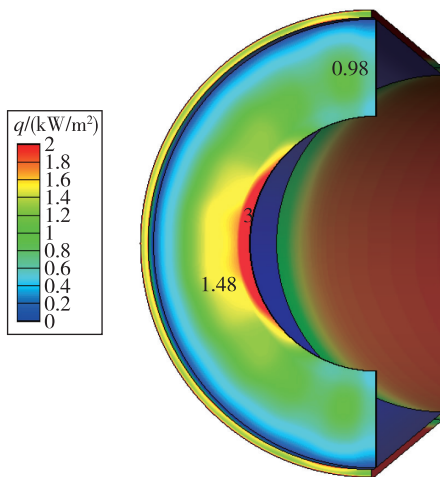
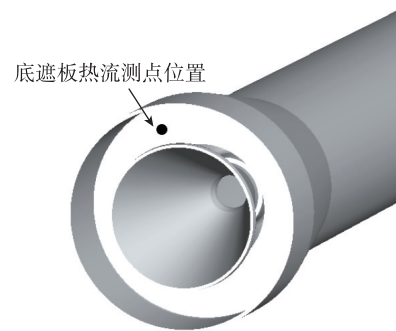


(b) 优化后

图 11 $H=50\text{ km}$, $Ma=6$, $A=0^\circ$
挡板优化前后底遮板对流热流对比

Fig. 11 Comparison of flow structures of the original and optimized geometry at $H=50\text{ km}$, $Ma=6$, $A=0^\circ$

据如图 12 所示。 $t_0+0.5\text{ s}$ 时刻发动机点火。从试验结果看, 在 0.5 s 内底遮板热环境从 0 W/m^2 增加至 $C\text{ kW/m}^2$ 附近。后续可采用仅测量辐射热流的传感器进一步研究。



(a) 优化前

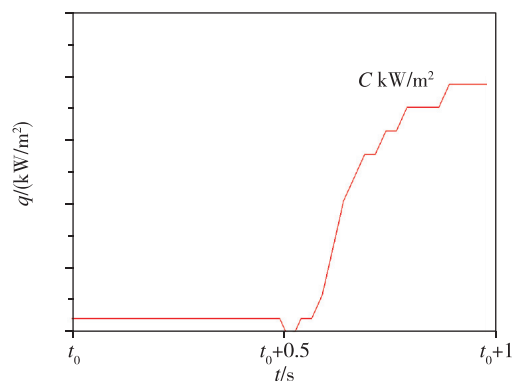


图 12 底遮板测点位置示意图和热流测量结果
Fig. 12 Location and result of the heat flux probes

该小型固体运载火箭已使用了增长后的挡板,在图12所示的发动机点火时间段内弹道参数无明显变化,而热环境明显上升。由于已经使用了优化后的挡板外形,经过数值计算底遮板在发动机点火对应的飞行参数下,对流热流几乎可以忽略。故遥测热流很有可能为辐射热流。

由此可见,即使经过外形优化可以明显降低对流热流,在实际飞行条件下固体发动机喷流依然可以产生一定量值的辐射加热,对辐射加热的准确估计对底部防隔热设计来说非常重要。

5 结论

本文针对小型运载火箭底部热环境开展了若干研究工作,得到的结论如下:

1) 经过计算流体力学数值计算表明,发动机工作时,底部对流热环境明显高于关机对应的底部热环境,飞行攻角可以明显改变底部对流热环境分布;

2) 喷管外壁、外流剪切层和底遮板壁面包围的涡团是底遮板对流加热的主要来源,通过增加发动机喷管附近挡板的长度,可以有效降低底遮板附近气流温度和速度,进而明显降低底遮板对流热环境;

3) 在本文研究的飞行条件下,固体火箭发动机喷流使得底部辐射加热显著,在底部防隔热设计时应该充分考虑。

参考文献

- [1] Si Y, Fu Z H, Zhou Y Y, et al. Launch services program management: a long March case[C]. 64th International Astronautical Congress, Beijing, China.
- [2] Fredy M V. Design of mobile solid propellant launch

vehicle using hybrid optimization approach[C]. 2018 IEEE Aerospace Conference, 2018.

- [3] Kramer O G. Titan III convective base heating from solid rocket motor exhaust plumes[C]. Joint Propulsion Specialist Conference, 8th, New Orleans, USA, 2013.
- [4] John R, Nelson H F. Rocket plume base heat transfer methodology[C]. AIAA 28th Thermophysics Conference, Orlando, USA.
- [5] Zarko V E. Simulation of ignition transients for two-component solid propellants under irradiation [C]. AIAA, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 32nd, Reno, NV, 1994.
- [6] Mehta M, Seaford M, Kovarik B, et al. Space launch system base heating test: sub-scale rocket engine/motor design, development and performance analysis [C]. 52nd Aerospace Sciences Meeting, 2014.
- [7] Negishi H, Yamanishi N, Arita M, et al. Numerical analysis of plume heating environment for H-IIA launch vehicle during powered ascent[C]. 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, USA, 2007.
- [8] 杨学军,沈清,付继伟,等.固体火箭尾舱热环境研究[J].宇航学报,2018,39(5):578-584.
- [9] 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.
- [10] 吕俊明,黄飞,苗文博,等.火星进入气体辐射加热研究进展[J].宇航学报,2019,40(5):489-500.
- [11] Arabi S, Trépanier J Y, Camarero R. A simple extension of Roe's scheme for real gases[J]. Journal of Computational Physics, 2017, 329:16-28.
- [12] Pulliam T H. Time accuracy and the use of implicit methods in CFD[C]. AIAA 11th Computational Fluid Dynamics Conference, Orlando, FL, 1993.

引用格式: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.

Citation: Wang X. Impact of engine jet on bottom aeroheating environment [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 24-30.