

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.03.014

防热瓦式防护系统缝隙热控设计规律

黄杰¹ 姚卫星² 孔斌^{1,3} 王曼³ 甘建³ 杨家勇³

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016;

2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016;

3. 中国航空工业集团公司成都飞机设计研究所, 成都, 610019)

摘要: 建立了热防护系统(Thermal protection system, TPS)缝隙气动热分析的计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)数值模型, 将缝隙热流密度分布情况与平板热流进行了对比, 结果表明由于缝隙的存在缝隙上端出现了热流峰值, 并且缝隙迎风面热流密度大于背风面热流密度, 缝隙热流密度主要集中在缝隙上端与缝隙宽度相当的区域内; 采用分析获得的缝隙热流密度建立了缝隙热控分析的有限元传热模型, 结果表明缝隙气动热和缝隙类空腔辐射会造成机体表面温度的升高, 是造成缝隙热短路现象的原因; 最后研究了缝隙几何形状(缝隙宽度、缝隙倒圆角以及缝隙台阶)对缝隙热控性能的影响, 分析结果表明随缝隙宽度增加, 机体表面最高温度升高。随缝隙倒圆角半径增加, 机体表面最高温度降低。随缝隙台阶高度增加, 台阶正差时机体表面最高温度升高, 台阶逆差时机体表面最高温度降低。

关键词: 热防护系统; 缝隙热流分布; 热控分析; 缝隙热短路; 缝隙几何形状

中图分类号: V475

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2019)03-0366-08

Thermal Control Designing Rules of Gaps for Tile Thermal Protection System

HUANG Jie¹, YAO Weixing², KONG Bin^{1,3}, WANG Man³, GAN Jian³, YANG Jiayong³

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing

University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of

Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

3. AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu, 610019, China)

Abstract: The computational fluid dynamics(CFD) numerical model is established to analyze the aerodynamic heating of gap for thermal protection system. The heat flux distribution of gap is compared with that of plate. Maximum heat flux appear at the upper of gap, and the heat flux on windward side is greater than that on leeward side. The heat flux is concentrated in upper gap that is approximately equal to the width of gap. The FEM heat transfer model for heat control analysis of gap is established based on the heat flux of gap. The aerodynamic heating and cavity radiation of gap result in the increase of temperature of structure, which is the reason of the short circuit phenomenon of gap. Finally, the influences of gap shape on the heat control performance are studied. As the width of gap increases, maximum temperature of structure increases. As the radius of rounded corner increases, maximum temperature of structure decreases. As the height of gap step increases, maximum temperature of structure increases, when the height of windward side is greater than that of leeward side. However maximum temperature of structure decreases when the height of windward side is less than that of leeward side.

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目; 博士后创新人才支持计划资助项目。

收稿日期: 2017-09-06; **修订日期:** 2017-09-27

通信作者: 姚卫星, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 黄杰, 姚卫星, 孔斌, 等. 防热瓦式防护系统缝隙热控设计规律[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 366-373. HUANG Jie, YAO Weixing, KONG Bin, et al. Thermal Control Designing Rules of Gaps for Tile Thermal Protection System[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 366-373.

Key words: thermal protection system; heat flux of gap; heat control analysis; short circuit of the gap; geometrical shape of gap

高超声速飞行器在再入过程中受到气动加热的作用,为保证内部机体结构在可承受的温度范围内,需要在机体表面附加热防护系统(Thermal protection system, TPS)^[1-6],即热防护系统起到阻隔外部热量进入到内部结构的作用,其平面形状通常为矩形,宽度大约为50~300 mm,TPS通常由涂层、防热瓦及应变隔离垫(Strain isolation pad, SIP)构成。由于飞行器再入过程中结构的变形和热膨胀,各块防热瓦之间必须要留有一定的缝隙以避免防热瓦之间相互接触,而防热瓦之间的缝隙带来了缝隙气动加热的问题,即缝隙侧壁存在一定的热流密度,缝隙过大热流密度甚至会直接作用于机体表面,造成机体温度急剧升高。此外防热瓦外表面将大量的热量辐射到大气环境中,而由于缝隙的狭窄性特点,其内部的热量很难辐射出去,缝隙内的绝大部分热量被缝隙侧壁以及机体表面吸收,此时缝隙类似空腔辐射,机体温度将会升高。因此必须研究缝隙内部热流密度分布情况、缝隙类空腔辐射的影响以及缝隙处的热控性能,保证机体表面最高温度不超过材料允许的温度。

国外Chapman等^[7]最早通过理论方法研究了在超声速和高超声速来流条件下缝隙热流密度的分布情况;Avery^[8]在风洞条件下研究了来流马赫数为7时的缝隙侧壁热流密度随缝隙宽度的变化情况;Scott等^[9]研究了额外压力梯度的存在对缝隙内热流密度及缝隙侧壁温度的影响;国内童秉纲^[10]从二维定常不可压缩流出发研究了航天飞机TPS缝隙的气动加热特性,并且分析了缝隙内部的流动规律。唐贵明^[11]利用激波风洞和炮风洞研究了高超声速来流情况下缝隙内部热流密度分布情况,并讨论了马赫数、缝隙局部攻角以及偏转角对缝隙热流密度的影响规律。

以往针对TPS缝隙的研究工作主要是通过试验和理论分析方法,由于试验方法复杂,热流密度精确测量难度大,试验费用高昂,难以开展大规模的缝隙热控研究。而理论分析方法仅能给出与缝隙热控性能有关的某些定性结果,并不能精确分析缝隙热流密度和机体表面温度。此外以往的研究工作并未涉及到缝隙几何形状对缝隙处热控性能的影响。本文通过数值分析方法研究了缝隙内部热流密度的分布情况,并与平板热流密度进行了对比;其次利用分析获得的缝隙热流密度进行了缝隙处的热控研究,通过结果阐明了缝隙热短路现象发

生的原因;最后研究了缝隙宽度、缝隙倒圆角以及缝隙台阶对热控性能的影响规律。

1 气动热与结构传热数值算法

1.1 气动热数值算法

不考虑体积力和内热源情况下,在直角坐标系下的流体动力学N-S方程的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_e - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; \mathbf{F}_e 为无黏通量; \mathbf{F}_v 为黏性通量。

针对以上流动控制方程,采用有限体积法进行空间离散,对流通量采用AUSM+^[12]空间离散格式,该格式的数值耗散较小,激波分辨率较高,且鲁棒性较强。AUSM+格式将无黏通量分为对流项 \mathbf{F}_e 和压力项 \mathbf{P} ,在单元界面处其表达式为

$$\mathbf{F}_{I+1/2,J,K} = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho v V + n_y p \\ \rho w V + n_z p \\ \rho H V \end{bmatrix}_{I+1/2,J,K} = \mathbf{F}_e + \mathbf{P} \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_e = Ma_{I+1/2,J,K} \begin{bmatrix} \rho c \\ \rho c u \\ \rho c v \\ \rho c w \\ \rho c H \end{bmatrix}_{L/R} \quad \mathbf{P} = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x p \\ n_y p \\ n_z p \\ 0 \end{bmatrix}_{I+1/2,J,K} \quad (3)$$

AUSM+格式通过单元界面处的马赫数进行流场上、下游的判断

$$(\cdot)_{L/R} = \begin{cases} (\cdot)_L & Ma_{I+1/2,J,K} \geq 0 \\ (\cdot)_R & Ma_{I+1/2,J,K} < 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: $Ma_{I+1/2,J,K}$ 为单元界面处的马赫数,而单元界面处的压力项则可分解为

$$\mathbf{P}_{I+1/2,J,K} = \psi^+ \mathbf{P}_L + \psi^- \mathbf{P}_R \quad (5)$$

为获得单调解,采用完全迎风的二阶MUSCL格式^[13]离散分裂后的无粘通量,并采用minmod限制器使格式达到空间二阶精度。流体控制方程中的粘性项采用中心格式进行空间离散,湍流模型采用两方程Menter's SST^[14]模型,而时间推进采用LU-SGS格式^[15]。

采用隐式残差光顺技术^[16]加速收敛,并且针对高超声速气动热问题,流体导热系数和粘性系数通常采用Sutherland公式或分子动力学计算,其对物面热流密度的计算精度有重要影响。

以上N-S方程的定解条件一般包括初始条件和边界条件,其中针对高超声速气动加热问题时,最常用的边界条件有:远场边界条件、无滑移等温壁面边界条件及对称边界条件等。输入参数通常为:马赫数、攻角、来流静温、来流静压及壁面温度等。

1.2 结构传热数值算法

在无体积热源的假设下结构瞬态热传导的控制方程为

$$\rho_0 c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (6)$$

式中: ρ_0 为结构材料密度; c 为材料比热容; k_x, k_y 和 k_z 分别为材料3个方向的导热系数。其中比热容和导热系数一般为温度的函数。

针对本文热防护系统的热分析问题,其外表面边界条件为壁面热流密度 Q_{aero} 和壁面热辐射量 Q_{rad} ,其表达式分别为

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{wall} = Q_{aero}(x, y, z, t) \quad (7)$$

$$Q_{rad} = \epsilon \sigma (T_{wall}^4 - T_{at}^4) \quad (8)$$

式中: $\partial T / \partial n$ 为壁面法向温度梯度; ϵ 为壁面热辐射率;玻尔兹曼常数 $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; T_{wall} 为壁面温度; T_{at} 为大气环境温度。

对式(6)进行有限元离散可得到总体合成矩阵求解方程

$$CT^{\dot{}} + KT^n = P^n \quad (9)$$

式中: C 为热容矩阵; K 为热传导矩阵; P 为温度载荷列阵; T 和 \dot{T} 分别为节点温度列阵和节点温度对时间的导数列阵。针对 n 到 $n+1$ 时间步,用Gaiierkin格式离散得

$$\left(2K + \frac{3}{\Delta t} C \right) T^n = 2P^n + P^{n-1} + \left(\frac{3}{\Delta t} C - K \right) T^{n-1} \quad (10)$$

求解式(10)即可得到结构各个时刻节点的瞬时温度。

2 TPS 缝隙气动热和热控分析

2.1 TPS 缝隙气动热分析

高超声速飞行器再入过程中,常常采用大攻角以降低驻点处的热流密度值,由于飞行器迎风面的热流密度大于背风面的热流密度,故本文研究飞行器迎风面缝隙处的热控问题,而迎风面缝隙来流条件如图1所示,即飞行器迎风面缝隙处相当于有一个负攻角来流。

为了研究缝隙处的热流密度分布规律,本文采用数值分析方法,建立了缝隙处的二维CFD模型,

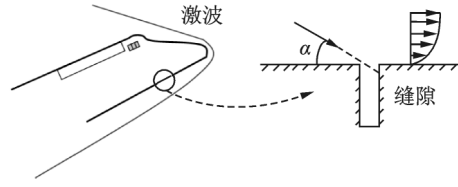


图1 迎风面缝隙来流条件

Fig.1 Inlet condition of windward side for gap

如图2所示,模型左端、右端和上端分别为远场边界条件,其余部分均为等温壁面。划分CFD结构网格,缝隙局部网格如图3所示,网格类型为二维四边形单元,网格量为5万,为了保证壁面热流密度的精度,壁面第1层网格高度 $\Delta h = 1 \times 10^{-5} \text{ m}$,以保证无量纲参数 $y_+ < 1$ 。模型中来流马赫数 $Ma = 6$,飞行高度 $h = 60 \text{ km}$,来流压强 $p = 21.96 \text{ Pa}$,来流温度 $T = 247.021 \text{ K}$,缝隙局部攻角 $\alpha = 20^\circ$,壁面为等温壁面 $T_w = 247.02 \text{ K}$,缝隙宽度 $W = 2 \text{ mm}$,缝隙深度 $H = 44 \text{ mm}$,分析时空间离散格式采用二阶精度的AUSM格式,湍流模型采用SST模型。

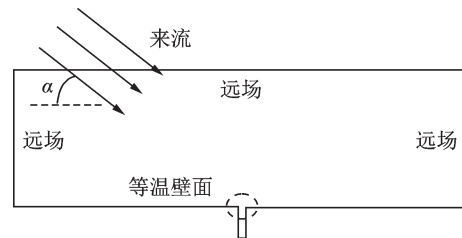


图2 CFD模型边界条件

Fig.2 Boundary condition of CFD model

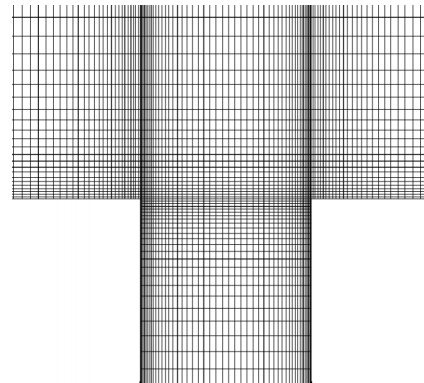


图3 缝隙处局部网格

Fig.3 Local mesh in the gap

分析获得了流场的压力云图(图4),从云图中可以明显看到捕捉到了一道斜激波,这是由于来流在壁面受到压缩而产生的,斜激波的出现也验证了模型的正确性。图5为缝隙上端的局部温度云图,可观察到边界层内温度达到了800 K,边界层内的高温与壁面温度247.02 K形成强烈的温度梯度,产生很高的热流密度值。提取缝隙热流密度,图6给出了缝隙热流密度沿宽度方向的分布情况,并且

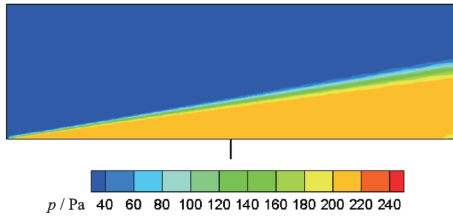


图 4 流场压力云图

Fig.4 Pressure field of flow field

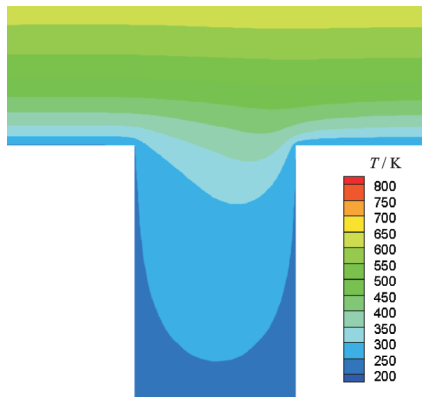


图 5 缝隙上端温度云图

Fig.5 Temperature field in the gap

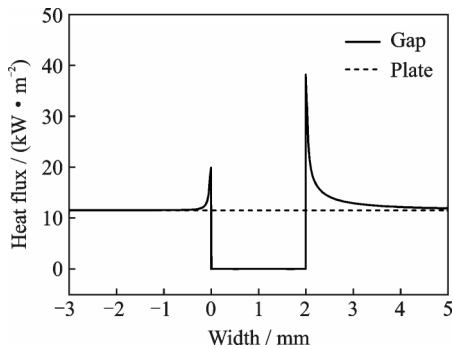


图 6 缝隙热流密度沿宽度方向分布

Fig.6 Heat flux vs. width in gap

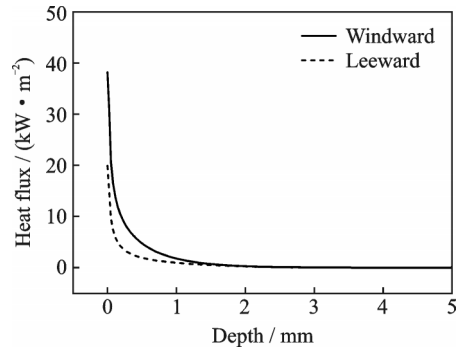


图 7 缝隙热流密度沿深度方向分布

Fig.7 Heat flux vs. depth in gap

模型,如图 8 所示,其中 TPS 宽度 $L=100\text{ mm}$,缝隙宽度 $W=2\text{ mm}$,防热瓦厚度 $h_1=40\text{ mm}$,应变隔离垫厚度 $h_2=4\text{ mm}$,铝合金机体结构厚度为 $h_3=1.5\text{ mm}$ 。传热分析模型边界条件如图 9 所示,包括防热瓦外表面热流 Q_1 、防热瓦外表面热辐射 R_1 、缝隙热流 Q_2 及其缝隙内的类空腔辐射 R_2 。图中点 A、点 B 和点 C 为分析结果提取位置。传统的 TPS 热控分析仅考虑 Q_1 和 R_1 ,为了研究 TPS 缝隙热短路现象的影响因素,本文考虑了 4 个分析工况,如表 1 所示。工况 1 包含边界条件 Q_1 和 R_1 ,工况 2 包含边界条件 Q_1, R_1 和 R_2 ,工况 3 包含边界条件 Q_1, R_1 和 Q_2 ,工况 4 包含所有边界条件。



图 8 二维传热有限元模型

Fig.8 2D FEM model for heat transfer analysis

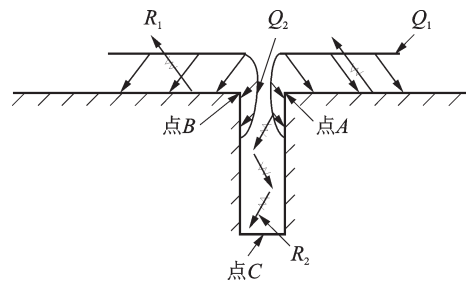


图 9 TPS 缝隙处所有边界条件

Fig.9 All boundary conditions in gap

与平板热流密度进行了对比,图 7 给出了缝隙迎风面和背风面热流密度沿深度方向的分布情况,从图中可得到以下结论:

(1) 由图 6 可知,缝隙的存在造成了缝隙处热流密度高于平板,并且缝隙左、右两端出现热流密度峰值,热流峰值为平板热流密度 2~4 倍;

(2) 由图 7 可知,缝隙热流主要集中在缝隙上端尺寸与缝隙宽度相当的区域,而其下方区域内热流密度非常低,并且缝隙迎风面热流密度大于背风面热流密度。

2.2 TPS 缝隙热控分析

将图 7 中缝隙迎风面和背风面的热流与平板热流的比值乘以飞行器再入过程中防热瓦外表面热流,即可得到 TPS 热控分析用的缝隙热流随时间变化的情况。建立了二维 TPS 传热有限元分析

防热瓦、应变隔离垫以及铝合金机体的导热系数 k 、比热容 c 以及密度 ρ 如表 2 所示。飞行器再入过程中,防热瓦外表面热流密度以及大气环境温度随时间变化情况如图 10 所示,其中防热瓦外表面热辐射系数 $n=0.85$,结构初始温度为 $25\text{ }^\circ\text{C}$ 。

分析获得了缝隙上端的迎风面点 A 和背风面点 B 以及缝隙底部机体表面点 C 的最高温度 T_{Amax} ,

表1 各工况包含的边界条件

Tab.1 The boundaries of all work conditions

边界条件	工况1	工况2	工况3	工况4
Q_1	✓	✓	✓	✓
R_1	✓	✓	✓	✓
R_2		✓		✓
Q_2			✓	✓

表2 TPS各部件热力学参数

Tab.2 Thermodynamic parameters of TPS

部件	$k/$ ($W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$)	$c/$ ($J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$)	$\rho/$ ($kg \cdot m^{-3}$)
隔热瓦	0.05	1 000	200
SIP	0.06	1 000	150
机体结构	155	900	2 770

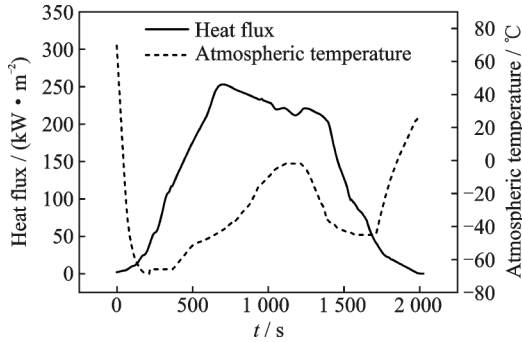


图10 热流密度和大气环境温度随时间变化情况

Fig.10 Heat flux and ambient temperature vs. reentry time

T_{Bmax} 和 T_{Cmax} , 如表3所示, 由表中数据可得:

(1) 由工况3和工况4可知, 缝隙迎风面温度高于背风面温度, 这主要是因为缝隙迎风面热流大于背风面热流。

(2) 由工况1和工况3对比可知缝隙热流密度造成缝隙上部和机体表面温度升高;

(3) 由工况1和工况2对比, 或工况3和工况4对比可知缝隙空腔辐射将缝隙上部(高温区)能量辐射到下部(低温区), 造成缝隙上部温度降低, 而机体表面温度升高;

(4) 工况4机体表面最高温度 $269.0\text{ }^\circ\text{C}$, 工况1机体表面最高温度 $259.5\text{ }^\circ\text{C}$, 说明缝隙内空腔辐射和缝隙热流密度造成了缝隙热短路, 机体温度升高。

表3 隔热瓦和机体表面最高温度

Tab.3 Maximum temperatures for the surfaces of tile and structure

工况	$T_{Amax}/^\circ\text{C}$	$T_{Bmax}/^\circ\text{C}$	$T_{Cmax}/^\circ\text{C}$
1	1 234.8	1 234.8	259.5
2	1 078.0	1 078.0	262.8
3	1 632.0	1 441.3	261.6
4	1 322.1	1 226.7	269.0

图11为工况4缝隙上端的迎风面点A和背风面点B以及缝隙底部机体表面点C的温度随时间变化情况。点A和点B达到最高温度时间为710 s, 与隔热瓦外表面热流密度峰值时刻相同, 而点C达到最高温度时间为3 320 s, 即机体达到最高温度时间比隔热瓦外表面达到最高温度时间长, 这主要是因为隔热瓦具有一定厚度, 外部热量到达机体表面需要一定的传导时间, 造成机体表面温度热响应相对于隔热瓦外表面滞后的现象。

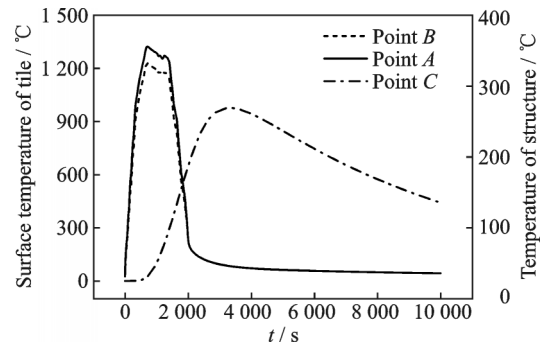


图11 工况4隔热瓦外表面和机体温度随时间变化情况
Fig.11 Temperatures for surfaces of tile and structure vs. reentry time (Work condition 4)

3 缝隙几何对TPS热控性能的影响

由于在高超声速飞行器不同位置的TPS缝隙宽度不同, 并且飞行器在研制过程中缝隙存在一定的倒角, 此外由于制造装配等工艺原因隔热瓦组件可能会出现不同高度的情况, 即缝隙出现台阶。有必要研究不同缝隙宽度、缝隙倒角量以及缝隙台阶高度对TPS热控性能的影响。图12和图13分别为缝隙倒圆角和缝隙台阶的示意图。

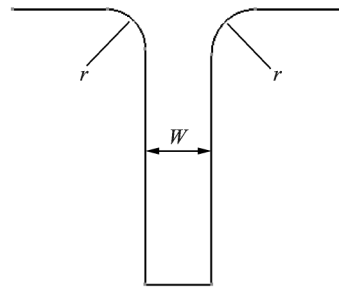


图12 缝隙倒圆角示意图
Fig.12 Rounded corner in the gap

3.1 缝隙宽度的影响

为了研究缝隙宽度对TPS热控性能的影响, 建立了相应的气动热CFD模型和结构传热有限元模型。缝隙宽度 $W=1, 2, 3$ 和 4 mm 。分析获得了不同宽度下缝隙热流密度分布(图14)以及机体表面的最高温度 T_{max} (表4)。可观察到缝隙宽度从 1 mm 增到 4 mm , 机体表面最高温度从 $263.9\text{ }^\circ\text{C}$ 上

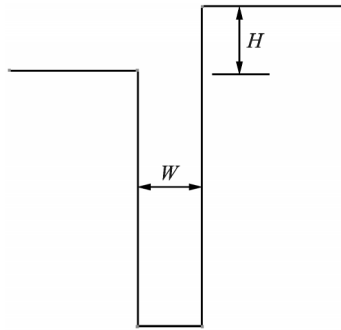


图 13 缝隙台阶示意图

Fig.13 Step in the gap

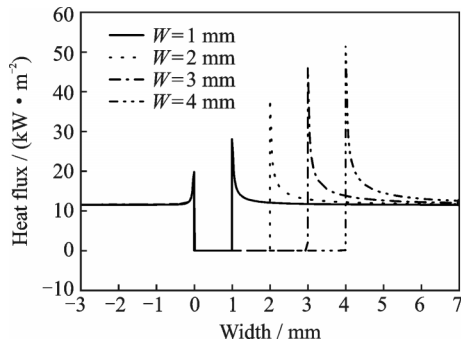


图 14 不同宽度下缝隙热流密度分布

Fig.14 Heat flux distributions with different gap width

表 4 不同宽度下机体表面最高温度

Tab.4 Maximum temperatures for the surface of structure with different gap width

W/mm	1	2	3	4
$T_{C_{\max}}/^\circ\text{C}$	263.9	269.0	275.8	284.3

升到 284.3 °C,即缝隙宽度越宽机体表面最高温度越大,这主要是因为缝隙宽度越宽缝隙热流越大的原因。

3.2 缝隙倒角的影响

为了研究缝隙倒角对 TPS 热控性能的影响,建立了相应的气动热 CFD 模型和结构传热有限元模型。缝隙倒圆角半径 $r=0.25, 0.5, 1, 2$ 和 4 mm 。分析获得了不同缝隙倒圆角半径下缝隙迎风面热流密度分布(图 15)以及机体表面的最高温度(表 5)。根据分析结果可得出如下结论:(1) 缝隙上部倒圆角能有效降低缝隙热流密度峰值,随着倒角半径的增大,热流密度峰值最终趋于稳定值;(2) 缝隙倒圆角时机体表面最高温度相对未倒角结果降低,这主要是因为倒圆角降低了缝隙热流密度峰值;(3) 随着倒圆角半径的增加,机体表面最高温度逐渐降低。

3.3 缝隙台阶的影响

为了研究缝隙台阶对 TPS 热控性能的影响,建立了相应的气动热 CFD 模型和结构传热有限元

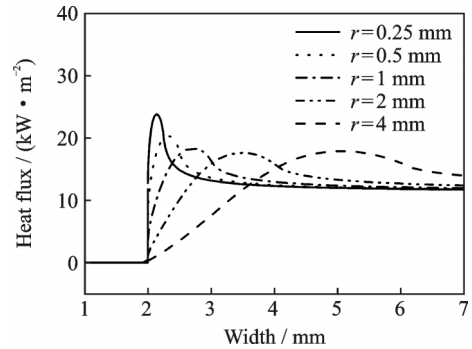


图 15 不同倒角半径下缝隙迎风面热流密度分布

Fig.15 Heat flux distributions with different gap rounded corner radius

表 5 不同倒角半径下机体表面最高温度

Tab.5 Maximum temperatures for surface of structure with different gap rounded corner radius

r/mm	0	0.25	0.5	1	2	4
$T_{C_{\max}}/^\circ\text{C}$	269.0	265.6	263.9	261.5	258.4	254.5

模型。缝隙台阶分为正差和逆差两种情况,正差为缝隙右端高于左端,台阶高度差 $H=1, 2$ 和 3 mm ,逆差为缝隙右端低于左端,台阶高度差 $H=-1, -2$ 和 -3 mm 。图 16 和图 17 分别为正差和逆差情况下不同缝隙台阶高度对缝隙热流密度分布的影响。

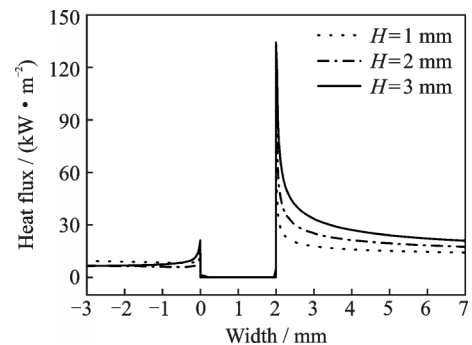


图 16 不同台阶高度的缝隙热流密度分布 ($H>0$)

Fig.16 Heat flux distributions with different gap step height ($H>0$)

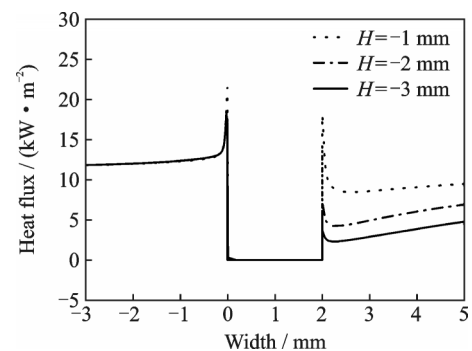


图 17 不同台阶高度的缝隙热流密度分布 ($H<0$)

Fig.17 Heat flux distributions with different gap step height ($H<0$)

响,表6为其对机体表面的最高温度的影响。根据分析结果可得出以下结论:(1)台阶正差时,缝隙迎风面热流密度随台阶高度的增加而升高;而台阶逆差时,缝隙迎风面热流密度随台阶高度的增加而减小;(2)台阶正差时,机体表面最高温度随台阶高度的增加而升高;而台阶逆差时,机体表面最高温度随台阶高度的增加而降低。造成正差和逆差台阶对热控影响趋势不同主要是因为热流密度的变化趋势不同。

表6 不同台阶高度下机体表面最高温度

Tab.6 Maximum temperatures for surface of structure with different gap step height

H/mm	0	± 1	± 2	± 3
$H \geq 0, T_{C_{\max}}/\text{°C}$	269.0	274.2	282.8	296.8
$H \leq 0, T_{C_{\max}}/\text{°C}$	269.0	262.9	257.4	252.7

下面分析正差和逆差台阶对缝隙热流密度影响趋势不同的原因。图18和图19为台阶正差时典型的流场压力云图和缝隙局部温度云图,图20和21为台阶逆差时典型的流场压力云图和缝隙局部温度云图。从图中可以观察到台阶正差情况时右端高的台阶起到了阻挡气流的作用,气流在此处被压缩,形成了一道压缩波,缝隙处的压强和温度场均升高,导致了台阶正差情况时缝隙热流密度的升高;而台阶逆差情况时右端低的台阶起到了扩张气流的作用,气流在此处膨胀,形成了一道膨胀波,缝隙处的压强和温度场均降低,导致了台阶逆差情况时缝隙热流密度的降低。

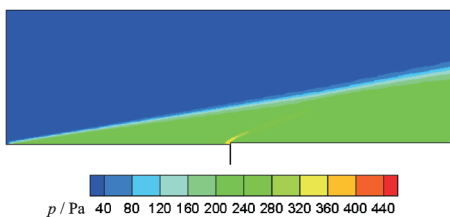


图18 流场压力云图($H > 0$)

Fig.18 Pressure field of flow field ($H > 0$)

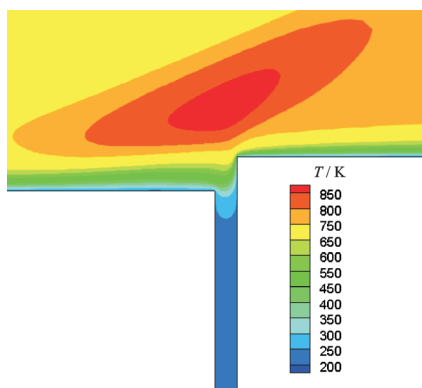


图19 缝隙处局部温度云图($H > 0$)

Fig.19 Temperature field in gap ($H > 0$)

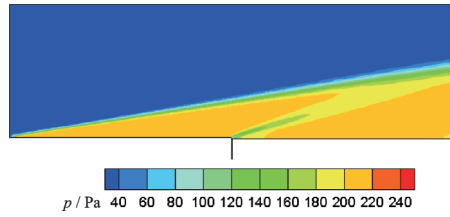


图20 流场压力云图($H < 0$)

Fig.20 Pressure feild of flow field ($H < 0$)

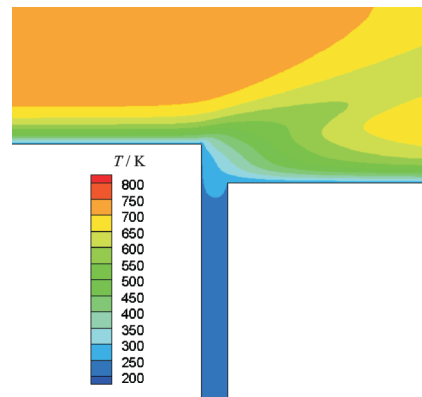


图21 缝隙处局部温度云图($H < 0$)

Fig.21 Temperature field in gap ($H < 0$)

4 结 论

(1) 缝隙的存在造成了缝隙处热流密度高于平板,缝隙左、右两端出现热流密度峰值。缝隙热流主要集中在缝隙上端尺寸与缝隙宽度相当的区域内,并且缝隙迎风面热流密度大于背风面。

(2) 缝隙内的类空腔辐射和缝隙热流密度造成了缝隙热短路,机体表面温度升高。传统的TPS热控分析未考虑这两个因素,造成机体表面温度分析结果偏低,机体结构偏危险,故应考虑缝隙类空腔辐射和缝隙热流密度的影响。

(3) 缝隙宽度增加,机体表面温度升高,故在TPS组件热膨胀接触允许的条件下应尽量减小缝隙宽度;缝隙倒圆角能有效降低机体表面温度,对热控有利,故在进行TPS设计时可适当对其进行倒圆角;缝隙台阶正差时,缝隙处形成压缩波,机体表面温度上升,而缝隙台阶逆差时,缝隙处形成膨胀波,机体表面温度下降,故应尽量避免缝隙台阶正差情况的出现。

参考文献:

[1] 沈遐龄. 航天飞机气动加热计算[J]. 北京航空航天大学学报,1998,24(2): 189-192.
SHEN Xialing. Calculating method of aerodynamic heating for space shuttle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1998, 24(2): 189-192.

- [2] 夏刚,刘新建,程文科,等. 钝体高超声速气动加热与结构热传递耦合的数值计算[J]. 国防科技大学学报,2003,25(1): 35-39.
XIA Gang, LIU Xinjian, CHENG Wenke, et al. Numerical simulation of coupled aeroheating and solid heat penetration for a hypersonic blunt body[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2003,25(1): 35-39.
- [3] 国义军,代光月,杜业伟,等. 再入飞行器非平衡气动加热工程计算方法研究[J]. 空气动力学学报,2015,33(5): 581-587.
GUO Yijun, DAI Guangyue, DU Yewei, et al. Engineering calculation of non-equilibrium effects on thermal environment of reentry vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015,33(5): 581-587.
- [4] 杨亚政,杨嘉陵,方岱宁. 高超声速飞行器热防护材料与结构的研究进展[J]. 应用数学与力学,2009,29(1): 47-56.
YANG Yazheng, YANG Jialing, FANG Daining. Research progress on the thermal protection materials and structures in hypersonic vehicles[J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2009,29(1): 47-56.
- [5] 马忠辉,孙秦,王小军,等. 热防护系统多层隔热结构传热分析及性能研究[J]. 宇航学报,2003,24(5): 543-546.
MA Zhonghui, SUN Qin, WANG Xiaojun, et al. TPS multi-layer insulation thermal analysis and performance study [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(5): 543-546.
- [6] 秦强,成竹,任青梅,等. 温度对刚性陶瓷防热瓦隔热性能的影响[J]. 导弹与航天运载技术,2010(4): 58-61.
QIN Qiang, CHENG Zhu, REN Qingmei, et al. Correlation between temperatures of rigid ceramic tile and its adiabatic property[J]. Missiles and Space Vehicles, 2010(4): 58-61.
- [7] CHAPMAN D R. A theoretical analysis of heat transfer in regions of separated flow: NACA TN 3792 [R]. Washington: AMES Aeronautical Laboratory, 1956.
- [8] AVERY D E. Aerodynamic heating in gaps of thermal protection system tile arrays in laminar and turbulent boundary layers: NASA TP 1187[R]. Hampton Virginia: Langley Research Center, 1978: 1-46.
- [9] SCOTT C D, MARAIA R J. Gap heating with pressure gradients: AIAA-79-1043[R]. Houston Texas: NASA Johnson Space Center, 1979: 1-8.
- [10] 童秉纲. 航天飞机防热瓦缝隙气动加热的讨论[J]. 气动实验与测量控制,1990,4(4): 1-8.
TONG Binggang. A qualitative study of title gap heating on space shuttle[J]. Aerodynamic Experiment and Measurement & Control, 1990,4(4): 1-8.
- [11] 唐贵明. 狭窄缝隙内的热流分布实验研究[J]. 流体力学实验与测量,2000,3(4): 1-6.
TANG Guiming. Experimental investigation of heat transfer distributions in deep gap[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2000,3(4): 1-6.
- [12] LIOU M S. A sequel to AUSM: AUSM+ [J]. Journal of Computational Physics, 1996, 129(2): 364-382.
- [13] LEER B V. Towards the ultimate conservative difference scheme V: A second-order sequel to Godunov's method[J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1): 101-136.
- [14] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994,32(8): 1598-1605.
- [15] YOON S, JAMESON A. Low-upper Gauss-Siedel method for the Euler and Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1988,26(9): 1025-1026.
- [16] ZHAO Y. Computation of complex turbulent flow using matrix-free implicit dual time-stepping scheme and LRN turbulence model on unstructured grids[J]. Computers & Fluids, 2004,33(1): 119-136.

(编辑:刘彦东)