

## 热防护系统损伤容限分析

黄杰<sup>1</sup> 姚卫星<sup>2</sup>

- (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)

**摘要:**建立了含初始矩形损伤的热防护系统(Thermal protection system, TPS)气动热分析的 CFD 数值模型,分析结果表明损伤区域侧壁出现了很高的热流密度峰值,并且迎风面侧壁峰值高于背风面,而损伤区域底部热流密度却很低。利用分析获得的热流密度建立了含损伤和无损伤 TPS 的有限元传热分析模型。分析结果表明:损伤的存在导致防热瓦最高温度急剧上升,超过其材料能承受的极限温度(1 500 °C),防热瓦首先失效,而损伤对机体最高温度影响较小。最后进行了 TPS 损伤容限分析,在防热瓦极限温度约束下,外部热流密度最大值从 100 kW/m<sup>2</sup> 增加到 140 kW/m<sup>2</sup>,矩形损伤宽度最大容许值从 22.7 mm 减小到 12.6 mm,而弧形损伤宽度最大容许值从 34.6 mm 减小到 25.1 mm,即随着外部热流密度最大值增加,损伤宽度的最大容许值降低,并且相同外部热流密度水平下弧形损伤宽度的最大容许值大于矩形损伤。

**关键词:**热防护系统;初始损伤;CFD 数值模型;热流密度;传热分析;损伤容限分析

**中图分类号:**V475.2      **文献标志码:**A      **文章编号:**1005-2615(2018)04-0509-07

## Damage Tolerance Analysis on Thermal Protection System

HUANG Jie<sup>1</sup>, YAO Weixing<sup>2</sup>

- (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)

**Abstract:** The CFD numerical model is established to study the aerodynamic heating of thermal protection system (TPS) with initial rectangular damage. The high peak heat flux appears on the side walls of the damage area, and the peak heat flux on windward side is greater than that on the leeward side. But the heat flux on the bottom of damage area is very low. The finite element heat transfer analysis models of thermal protection systems with and without damage are established by using the heat flux calculated above. The damage results show that the maximum temperature of tile rises sharply, and it exceeds the ultimate temperature 1 500 °C that tile can bear, so the failure occurs on the tile firstly. But the damage has little influence on the maximum temperature of structure. Finally, damage tolerance analysis on the TPS is conducted. The maximum admissible width of rectangular damage reduces from 22.7 mm to 12.6 mm, and that of arc damage reduces from 34.6 mm to 25.1 mm when the maximum value of external heat flux increases from 100 kW/m<sup>2</sup> to 140 kW/m<sup>2</sup> under the ultimate temperature of tile. This is, as the maximum value of external heat flux increases, the maximum admissible width of damage area reduces, and the maximum admissible width of the arc damage is greater than that of the rectangular

收稿日期:2017-07-20;修订日期:2017-11-17

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.热防护系统损伤容限分析[J].南京航空航天大学学报,2018,50(4):509-515. HUANG Jie, YAO Weixing. Damage tolerance analysis on thermal protection system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2018, 50(4): 509-515.

damage under the same external heat flux level.

**Key words:** thermal protection system (TPS); initial damage; CFD numerical model; heat flux; heat transfer analysis; damage tolerance analysis

航天飞机轨道器在发射/再入阶段受到气动加热的作用<sup>[1-3]</sup>,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)<sup>[4-6]</sup>。其中陶瓷隔热瓦是应用最广泛的防热结构之一,它通过应变隔离垫(Strain isolation pad, SIP)粘接在机体表面,此类型的 TPS 通常由涂层、隔热瓦及 SIP 构成,其平面形状通常为矩形。由于隔热瓦为低强度脆性材料,在飞行前可能会存在初始损伤,损伤可能会导致下一次飞行过程中隔热瓦或机体过热,隔热瓦或机体结构温度超过其材料所能承受的极限温度,造成 TPS 的失效或机体结构的软化,对轨道器造成灾难性的后果。故有必要研究隔热瓦损伤情况下其损伤区域内部的气动热问题和进行 TPS 的损伤容限分析。

由于损伤区域形状为腔体,而腔体的主要研究工作集中在空腔的流动特性和气动噪声,只有少量的学者对空腔内的气动加热问题进行研究。Burggraf 等人<sup>[7]</sup>研究了高超声速来流情况下矩形空腔的流动特性,在空腔内部存在均匀中心无黏漩涡的假设下,根据方腔流动控制方程利用线性近似理论给出了空腔内部热流密度分布的近似计算公式。Wieting<sup>[8]</sup>利用风洞试验研究了马赫数为 7 的情况下不同宽深比的空腔内部热流密度分布,结果表明空腔内部热流密度随空腔宽度的增加而上升,而对腔体的三维效应不敏感。Palmer 等人<sup>[9]</sup>研究了类锥形的腔体区域热流密度分布情况,结果表明腔体区域的热流密度最大值明显高于腔体外部的壁面。但学者并未研究 TPS 的传热问题和损伤容限问题,无法判别损伤存在时隔热瓦和机体是否安全。

本文采用 CFD 数值分析方法研究飞行器迎风面含损伤 TPS 的损伤区域内的热流密度分布情况。利用此热流密度进行含损伤 TPS 的结构传热分析,研究损伤对隔热瓦和机体最高温度的影响,给出了危险部位,在以上研究的基础上进行 TPS 的损伤容限分析,得出损伤区域的最大容许尺寸。

## 1 气动热和结构传热控制方程

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

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

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

在无体积热源的假设下结构瞬态热传导的控制方程为

$$\rho_0 c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( k_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( k_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (2)$$

式中:  $\rho_0$  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  $Q_{\text{aero}}$  和壁面热辐射量  $Q_{\text{rad}}$ , 其表达式分别为

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\text{wall}} = Q_{\text{aero}}(x, y, z, t) \quad (3)$$

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

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

## 2 含损伤 TPS 的热分析

### 2.1 损伤区域气动热分析

航天飞机轨道器再入过程中常常采用大迎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,即轨道器迎风面气动加热问题更严重,故本文研究轨道器迎风面含损伤 TPS 的热控问题,迎风面局部 TPS 的来流条件如图 1 所示,即轨道器迎风面 TPS 存在负迎角来流条件。

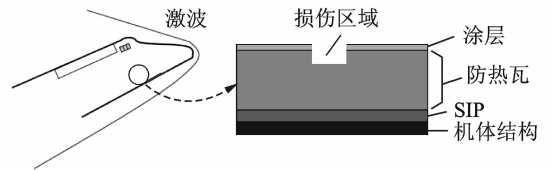


图 1 TPS 局部来流情况

Fig. 1 Local inlet condition of TPS

为了研究含损伤 TPS 的外表面及损伤区域热流密度分布规律,本文建立了二维 CFD 数值分析模型,假设损伤区域形状为矩形,如图 2(a)所示,模型左端、右端和上端分别为远场边界条件,而 TPS 外表面及损伤区域表面均为等温壁面。划分了 CFD 结构网格,损伤区域局部网格如图 2(b)所示,网格类型为二维四边形单元,网格量为 7 万个,为了保证壁面热流密度的计算精度,壁面第一层网格高度需要控制在  $y_+ \leq 1$  范围内。模型中来流马

赫数  $Ma=6$ , 飞行高度  $h=60$  km, 来流压强  $p=21.96$  Pa, 来流温度  $T=247.02$  K, TPS 局部迎角  $\alpha=20^\circ$ , 壁面为等温壁面  $T_w=247.02$  K, 损伤区域宽度  $W=30$  mm, 损伤区域深度  $H=10$  mm, 分析时空间离散格式采用二阶精度的 AUSM+<sup>[10]</sup> 格式, 湍流模型采用 SST 模型<sup>[11]</sup>。

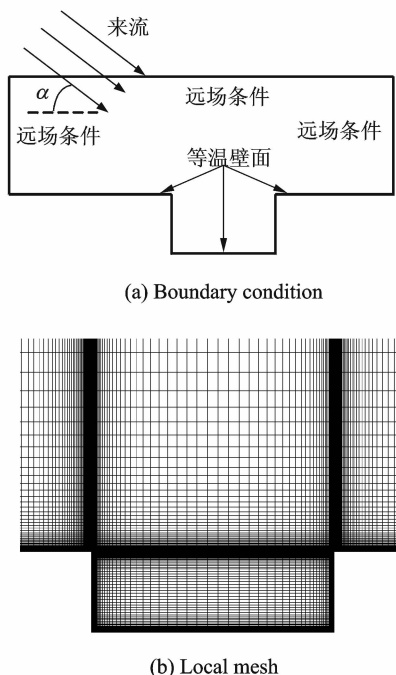


图 2 CFD 模型边界条件及损伤区域局部网格

Fig. 2 Boundary conditions of CFD model and local mesh of damage area

分析获得了损伤区域内的流线图, 如图 3 所示。可以观察到此区域为涡流区, 是典型的开式空腔流动。提取了损伤区域侧壁和底部的热流密度  $Q$ , 图 4(a) 展示了损伤区域(侧壁和底部)的相对热流密度  $Q/Q_0$  沿宽度方向的分布情况, 其中  $Q_0=11.5$  kW/m<sup>2</sup> 为无损伤 TPS 外表面热流密度值。图 4(b) 为损伤区域侧壁(迎风面和背风面)的相对热流密度沿深度方向的分布情况。根据损伤区域的热流密度分布情况可得如下结论:

- (1) 损伤区域侧壁气动加热远高于损伤区域底部, 底部相对热流密度在  $10^{-1} \sim 10^{-4}$  量级之间;
- (2) 损伤区域侧壁上端出现了热流密度峰值, 且高热流密度区域集中在上端较小的区域内。背风面侧壁的相对热流密度峰值为 5 左右, 而迎风面侧壁的相对热流密度峰值超过了 30, 即迎风面侧壁气动加热比背风面侧壁更严重。

## 2.2 含损伤 TPS 的热分析

将以上分析获得的损伤区域相对热流密度乘以再入过程中隔热瓦外表面热流密度值, 即可得到损伤区域热流密度随时间变化的情况。建立了二

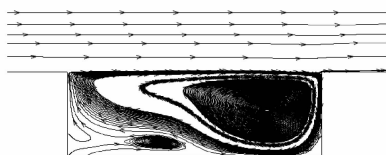
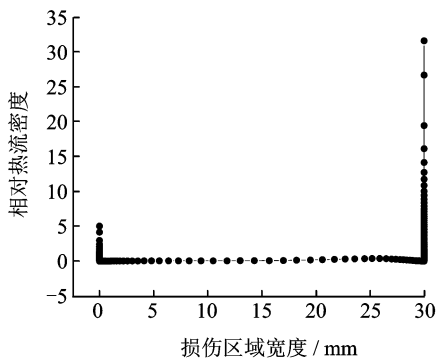
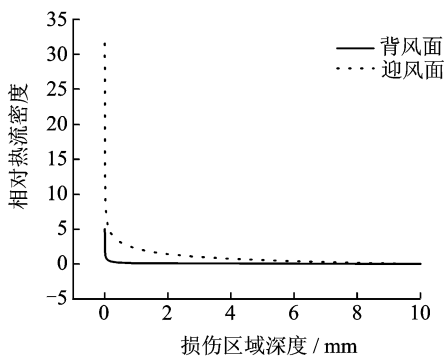


图 3 损伤区域内的流线图

Fig. 3 Streamline in damage area



(a) Heat flux vs. width



(b) Heat flux vs. depth

图 4 损伤区域相对热流密度沿宽度和深度方向分布  
Fig. 4 Relative heat flux vs. width and depth in damage area

维传热分析的有限元模型, 如图 5 所示, 损伤区域位于 TPS 中部, 其中隔热瓦宽度  $L=150$  mm, 损伤区域宽度  $W=30$  mm, 损伤区域深度  $H=10$  mm, 隔热瓦厚度  $h_1=45$  mm, 应变隔离垫厚度  $h_2=3.5$  mm, 铝合金机体结构厚度为  $h_3=1.5$  mm。含损伤 TPS 热分析的边界条件包括隔热瓦外表面热流  $Q_1$ 、隔热瓦外表面热辐射  $R_1$ 、损伤区域热流  $Q_2$  及其损伤区域自身的腔体热辐射  $R_2$ , 不考虑 TPS 侧边热辐射, 即 TPS 侧边为绝热边界。

隔热瓦、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  $\rho$  如表 1 所示。轨道器再入过程中, 隔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 6 所示, 其中隔热瓦外表面具有高辐射率的涂层, 其热辐射系数  $n=0.85$ , 而损伤区域涂层脱落, 导致其辐射系数降低为 0.6, 结构初始温度为  $25^\circ\text{C}$ 。

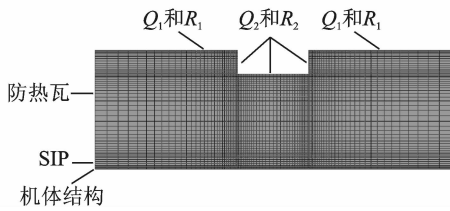


图5 二维传热分析的有限元模型

Fig. 5 2D finite element model for heat transfer analysis

表1 TPS各部件热力学参数

Tab. 1 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	155	900	2 770

由分析结果可知隔热瓦最高温度出现在损伤区域迎风面侧壁上端,而机体最高温度出现在机体表面最右端。表2展示了含损伤和无损伤TPS的隔热瓦和机体最高温度及最高温度出现的时刻。

表2 隔热瓦和机体最高温度及时刻

Tab. 2 Maximum temperature and time of tile and structure

状态	部件	最高温度/ $^{\circ}C$	最高温度时刻/s
无损伤	隔热瓦	979.5	1 500
	机体	215.4	3 870
含损伤	隔热瓦	1 692.3	1 500
	机体	208.3	3 690

从表2中可知两种情况下隔热瓦最高温度时刻相同,这是由于隔热瓦外表面的最高温度时刻由外部热流密度决定。图6中的外部热流密度相同,则隔热瓦最高温度时刻也相同。而含损伤时机体最高温度时刻降低,这是因为损伤造成隔热材料的减少,外部热量能更快地传递至机体。图7为1 500 s和3 690 s时刻含损伤TPS的温度云图。

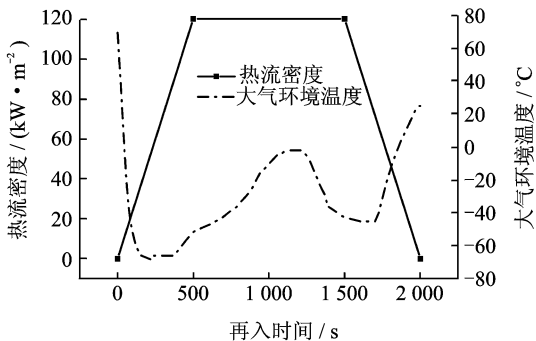


图6 热流密度和大气环境温度随时间变化情况

Fig. 6 Heat flux and ambient temperature vs. reentry time

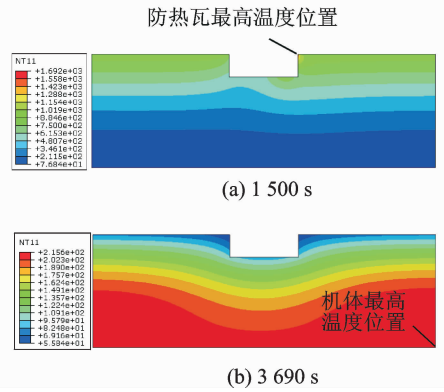


图7 1 500和3 690 s时含损伤TPS温度场

Fig. 7 Temperature field of TPS with damage at 1 500 s and 3 690 s

图8为再入过程中含损伤和无损伤情况下隔热瓦和机体最高温度位置的温度随时间变化情况,可观察到2 000 s之前隔热瓦最高温度位置的温度随时间变化曲线与图6中的外部热流密度曲线相似。

由表2中的结果可知含损伤的隔热瓦最高温度达到了1 692.3  $^{\circ}C$ ,而无损伤隔热瓦最高温度为979.5  $^{\circ}C$ ,即损伤存在时隔热瓦最高温度急剧升

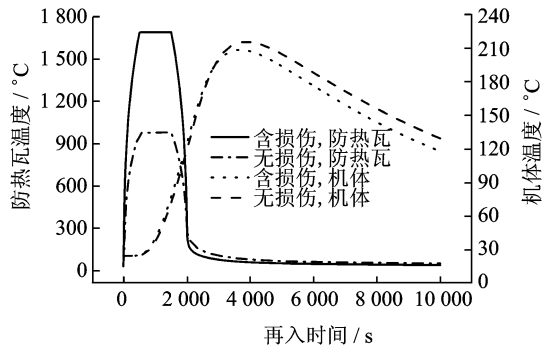


图8 隔热瓦和机体温度随时间变化情况

Fig. 8 Temperatures of surfaces of tile and structure varying with reentry time

高。含损伤TPS的机体最高温度为208.3  $^{\circ}C$ ,而无损伤TPS机体最高温度为215.4  $^{\circ}C$ ,即分析模型中的损伤形式对机体结构最高温度影响较小,甚至含损伤时机体结构最高温度会有轻微的下降。

损伤造成隔热瓦最高温度急剧上升而机体表面最高温度变化较小的原因在于损伤区域热流密度分布情况。由图4可知损伤区域侧壁具有很高的热流密度峰值,尤其是迎风面侧壁的相对热流密度超过了30,这将造成隔热瓦迎风面侧壁的上端(隔热瓦最高温度位置)承受巨大的气动热载荷,持续的气动加热会造成此部位温度急剧上升。而损伤区域底部的相对热流密度很小,在 $10^{-1} \sim 10^{-4}$ 量级之间,损伤区域侧壁上端的高热流密度和底部

的低热流密度造成了含损伤 TPS 总体气动加热量与无损伤 TPS 相当,这就解释了含损伤 TPS 的机体最高温度与无损伤情况相比时变化较小的原因。

以上分析说明了损伤存在时机体最高温度变化较小,但这并不能说明含损伤 TPS 是安全的,因为损伤存在时隔热瓦最高温度达到了 1 692.3 ℃,一般情况下隔热瓦能承受的极限温度不超过 1 500 ℃,故隔热瓦首先失效,进而会导致整个 TPS 的失效。

### 3 TPS 损伤容限分析

#### 3.1 损伤区域敏感性分析

实际上隔热瓦损伤区域的宽度、深度和形状并不唯一,如图 9 所示。在进行 TPS 损伤容限分析之前需要进行隔热瓦最高温度对这些影响因素的敏感性分析,剔除敏感性低的参数,提取高敏感性参数进行 TPS 损伤容限分析。由以上分析结果可知隔热瓦最高温度主要由损伤区域迎风面侧壁的热流密度峰值决定,故问题转化为此热流密度峰值的敏感性分析。

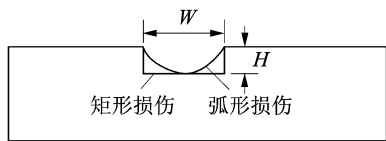


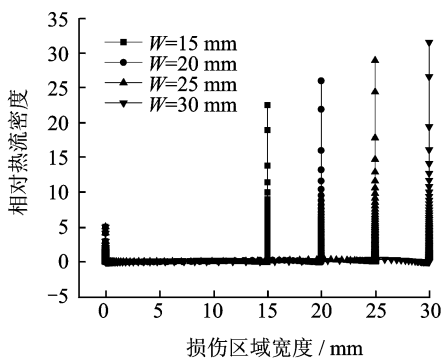
图 9 损伤区域影响因素

Fig. 9 Effect factors of damage area

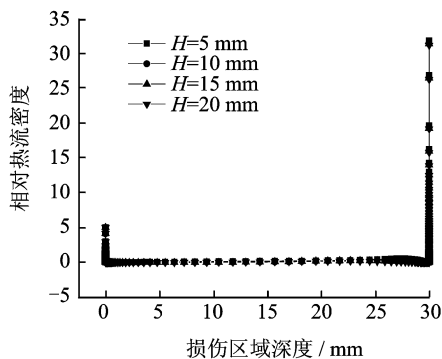
为了研究损伤区域宽度、深度和形状对损伤区域迎风面侧壁热流密度峰值的影响,建立了相应的气动热 CFD 数值分析模型。分析获得了不同损伤宽度下损伤区域侧壁和底部的相对热流密度分布情况,如图 10(a)所示。从图中可知随着损伤宽度的增加损伤区域迎风面侧壁的相对热流密度峰值明显升高,即损伤区域宽度对此相对热流峰值影响显著,属于高敏感性参数。

图 10(b)为不同损伤深度情况下,损伤区域相对热流密度的分布情况,从图中可观察到损伤区域深度对其迎风面侧壁相对热流密度峰值影响非常小,可忽略不计,故损伤区域深度属于低敏感性参数。

分析获得了弧形损伤区域内的流线图,如图 11 所示,从图中可观察到此区域内流动状态为漩涡流动,且漩涡层层相套构成一个中心漩涡区。图 12 为矩形和弧形损伤区域表面的相对热流密度分布情况,可观察到弧形损伤区域迎风面侧壁的相对热流密度峰值明显低于矩形损伤,故损伤区域形状属于高敏感性因素。



(a) Heat flux vs. width



(b) Heat flux vs. depth

图 10 损伤区域相对热流密度随宽度和深度变化情况  
Fig. 10 Relative heat flux varying with different widths and depths in damage area

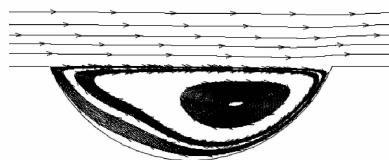


图 11 弧形损伤区域内的流线图

Fig. 11 Streamline in arc damage area

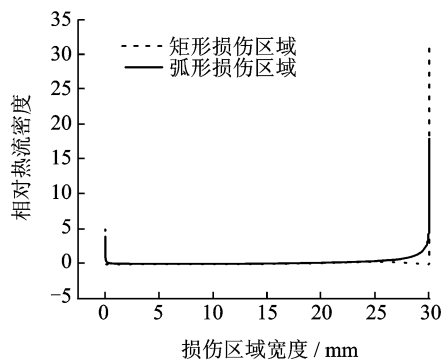


图 12 不同损伤区域形状下的相对热流密度  
Fig. 12 Relative heat flux varying with different shapes of damage area

#### 3.2 TPS 损伤容限分析

由以上敏感性分析结果可知损伤区域的宽度和形状对损伤区域迎风面侧壁热流密度峰值影响较大,损伤深度对其影响很小,故本文研究在矩形和弧形损伤情况下损伤区域宽度的最大容限值。

考虑不同外部热流密度情况,如图 13 所示,外部热流密度最大值(热流密度曲线直线段的值)取 100,120 和 140  $\text{kW}/\text{m}^2$ 。分析获得了不同外部热流密度水平下隔热瓦相对最高温度值  $\eta$  随矩形和弧形损伤区域宽度的变化情况,如图 14 所示,其中隔热瓦相对最高温度值

$$\eta = T_{\max} / T_{\max,0} \quad (5)$$

式中: $T_{\max}$  为含损伤隔热瓦的最高温度; $T_{\max,0}$  为无损伤情况下隔热瓦的最高温度。

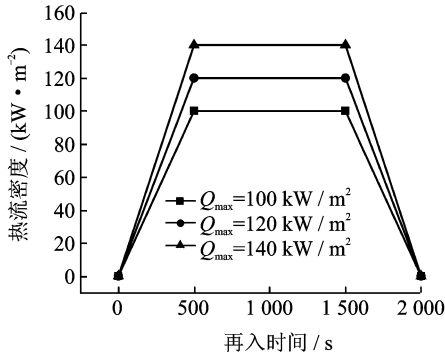


图 13 不同水平的热流密度曲线

Fig. 13 Heat flux curves of different levels

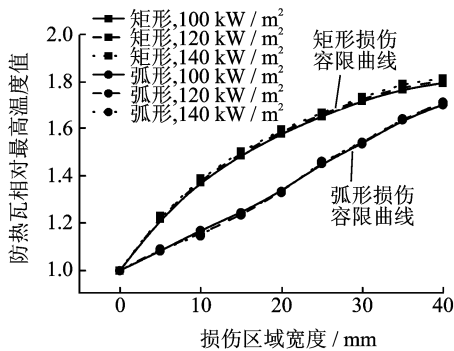


图 14 不同损伤形状下的 TPS 损伤容限曲线

Fig. 14 Curves for damage tolerance analysis of TPS under different damage shapes

从图 14 中可得以下结论:

(1) 随着损伤区域宽度的增加隔热瓦相对最高温度值升高。

(2) 不同外部热流密度水平下,具有相同损伤形状的隔热瓦相对最高温度曲线重合度很高,可视为一条曲线,将其定义为 TPS 损伤容限曲线,且矩形损伤的损伤容限曲线与弧形损伤不同。

利用图 14 中的矩形和弧形损伤情况下的损伤容限曲线即可获得不同外部热流密度水平下的损伤宽度最大容许值,其求解步骤为:

(1) 计算无损伤情况下隔热瓦最高温度值  $T_{\max,0}$ 。

(2) 计算隔热瓦极限温度  $T_{\text{ultimate}}$  与  $T_{\max,0}$  的比值  $\eta$ 。

(3) 利用 TPS 损伤容限曲线即可获得  $\eta$  对应的损伤宽度,即损伤区域的最大容许宽度值  $W_{\text{ultimate}}$ 。

分析获得了隔热瓦极限温度为 1 500  $^{\circ}\text{C}$  时,不同外部热流密度水平下无损伤隔热瓦的最高温度及其比值  $\eta$ ,如表 3 所示。利用图 14 中的损伤容限曲线即可获得与  $\eta$  对应的最大容许宽度值  $W_{\text{ultimate}}$ ,如表 4 所示。由表中数据可知外部热流密度最大值从 100  $\text{kW}/\text{m}^2$  增加到 140  $\text{kW}/\text{m}^2$ ,矩形损伤区域的最大容许宽度从 22.7 mm 减小到 12.6 mm,而弧形损伤区域的最大容许宽度从 34.6 mm 减小到 25.1 mm,即随着外部热流密度最大值增加,损伤区域宽度的最大容许值降低。此外相同外部热流密度情况下弧形损伤宽度的最大容许值大于矩形损伤,这是因为相同损伤宽度下弧形损伤区域迎风面侧壁的热流密度峰值低于矩形损伤区域。

当初始损伤宽度小于以上损伤宽度的最大容许值时,可以在不更换隔热瓦的情况下进行下一次飞行,反之则必须更换隔热瓦,否则下次飞行过程中隔热瓦最高温度会超过其允许的极限温度,造成隔热瓦失效。

表 3 无损伤情况下隔热瓦最高温度及比值  $\eta$

Tab. 3 Maximum temperature of tile without damage and  $\eta$

$Q_{\max}/(\text{kW} \cdot \text{m}^{-2})$	100	120	140
$T_{\max,0}/^{\circ}\text{C}$	923.8	979.5	1 029.3
$\eta$	1.62	1.53	1.46

表 4 损伤宽度最大容许值

Tab. 4 Maximum admissible width for damage area

$Q_{\max}/(\text{kW} \cdot \text{m}^{-2})$	100	120	140
矩形, $W_{\text{ultimate}}/\text{mm}$	22.7	16.6	12.6
弧形, $W_{\text{ultimate}}/\text{mm}$	34.6	29.3	25.1

## 4 结 论

本文通过 CFD 数值方法研究了含损伤 TPS 损伤区域内的热流密度分布情况,分析了含损伤 TPS 的危险部位,最后进行了 TPS 的损伤容限分析,获得以下结论:

(1) 损伤区域侧壁上端出现了很高的热流密度峰值,且迎风面侧壁的热流密度峰值大于背风面侧壁,但损伤区域底部热流密度却很低。

(2) 损伤宽度的最大容许值与外部热流密度水平和损伤形状相关,外部热流密度越高损伤宽度的最大容许值越低,并且相同外部热流密度情况下弧形损伤宽度的最大容许值大于矩形损伤。

## 参考文献:

- [1] HUANG J, LI P, YAO W X. Thermal protection system gap analysis using a loosely coupled fluid-structural thermal numerical method [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146:368-377.
- [2] BRANDON H J, MASEK R V, DUNAVANT J C. Aerodynamic heating to corrugation stiffened structures in thick turbulent boundary layers [J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(11):1460-1466.
- [3] INGER G R. Nonequilibrium boundary-layer effects on the aerodynamic heating of hypersonic waverider vehicles [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1995, 9(4):595-604.
- [4] OLYNICK D. Trajectory-based thermal protection system sizing for an X-33 winged vehicle concept [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(3):249-257.
- [5] HUANG J, YAO W X, LI P. Uncertainty dynamic theoretical analysis on ceramic thermal protection system using perturbation method [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 148:41-47.
- [6] 黄杰, 姚卫星, 陈炎, 等. 热防护系统分区协调耦合推进方法[J]. *宇航学报*, 2018, 39(1):27-34.
- HUANG Jie, YAO Weixing, CHEN Yan, et al. Division coordinating coupled marching method on thermal protection system [J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(1):27-34.
- [7] BURGGRAF O R, ANDREW F, CHARWAT A F. A model of steady separated flow in rectangular cavities at high Reynolds number [C]// *Proceedings of the 1965 Heat Transfer and Fluid Mechanics Institute*. Palo Alto: Stanford University, 1965:190-229.
- [8] WIETING A R. Experimental investigation of heat transfer distributions in deep cavities in hypersonic separated flow [R]. NASA TND-5908, 1970.
- [9] PALMER G E, PULSONETTI M, WOOD W A, et al. Computational assessment of thermal protection system damage experienced during STS-118 [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009, 46(6):1110-1116.
- [10] LIOU M S. A sequel to AUSM: AUSM+ [J]. *Journal of Computational Physics*, 1996, 129(2):364-382.
- [11] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32(8):1598-1605.

(编辑:夏道家)