

盖板式陶瓷热防护系统的传热性能优化*

李广德,张长瑞,胡海峰,张玉娣

(国防科技大学 新型陶瓷纤维及其复合材料国家重点实验室,湖南 长沙 410073)

摘要:针对高超声速飞行器对盖板式陶瓷热防护系统的迫切需求,建立了热防护系统结构瞬态传热模型;并研究了防隔热层的物性参数,厚度尺寸,相变层的种类、位置等因素对热防护系统结构传热性能的影响。结果表明,隔热层物性参数及厚度尺寸对热防护系统结构传热性能具有决定性影响,而防热层的物性参数及厚度尺寸几乎不产生影响。相变材料的引入能够明显改善热防护系统结构的传热性能。调整和优化相变层位置是改善热防护系统结构传热性能、降低结构厚度的一个有效途径。隔热层厚度的优化结果可为热防护系统结构设计提供一定的参考和依据。

关键词:陶瓷热防护系统;相变材料;传热性能;优化设计

中图分类号:TB332 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2014)05-143-06

Optimization study of heat transfer properties for generic shingle ceramic thermal protection system

LI Guangde, ZHANG Changrui, HU Haifeng, ZHANG Yudi

(National Key Laboratory of New Ceramic Fibres and Composites, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For the demand of hypersonic aircraft for generic shingle ceramic thermal protection system (TPS), the transient heat transfer model of TPS structure was established and the influences of some factors, such as material properties, thickness, phase change materials and its location, on heat transfer properties were investigated. Results show that: material properties and thickness of heat insulation layer play a key role in heat transfer properties, while these of the heat protection layer almost exist no effect; the introduction of phase change materials obviously improves the heat transfer properties of TPS structure; the location optimization of phase change layer is an effective method to improve the heat transfer properties and reduce the thickness; the thickness optimization of heat insulation layer can provide reference for the TPS design.

Key words: ceramic thermal protection system; phase change material; heat transfer property; optimization design

飞行器高速飞行或再入过程中表面要承受气动载荷和热载荷的共同作用,为了保证飞行器外形结构完整,同时飞行器内部的元器件能够正常工作,需要一个有效的热防护系统(Thermal Protection System, TPS)^[1-3]。热防护系统需要满足热防护、隔热和结构承载的需求,是高超声速飞行器设计与制造的关键技术之一,它关系到飞行器的安全,其技术水平直接决定超声速飞行器或导弹等武器装备的水平^[4-5]。随着高超声速飞行器飞行马赫数及航时的不断增加,机身表面温度不断升高,迎风面的温度高达1200℃,端头帽、机翼与尾翼前缘等部位温度更高,传统的热防护结构和材料如陶瓷瓦、隔热毡、金属热防护等无法继续满足使用要求,必须采用耐温性更高、抗氧化性

更优异、承载性能更优良的陶瓷TPS结构^[6-9]。

Pichon等^[6]提出了一种盖板式陶瓷TPS结构,它将防热、隔热、承载功能分开,其中防热功能由陶瓷盖板承载,隔热功能由内部的绝热毡来实现,承载功能由机身蒙皮及桁架来实现。这种TPS结构具有使用温度高、抗氧化性能优异、零烧蚀、使用可靠性高等突出优点。因此,近年来各国发展的超高声速飞行器研究计划,均积极开展陶瓷TPS的研究。

本文以C/SiC复合材料为防热面板,纳米多孔氧化铝气凝胶复合材料为隔热层,铝合金为机身主结构基板,建立防热—隔热—承载一体化的盖板式陶瓷TPS结构瞬态传热模型。

* 收稿日期:2014-02-19

基金项目:国家自然科学基金资助项目(90816020, 91016029, 91116015)

作者简介:李广德(1984—),男,吉林九台人,博士研究生, E-mail:lgd_nudt2003@163.com;

胡海峰(通信作者),男,研究员,博士,博士生导师, E-mail:hfhhu_nudt@nudt.edu.cn

1 计算条件与传热模型

1.1 计算条件

航天飞机再入大气层的气动加热随载入驻迹之不同而异,随着飞行高度和速度之不同而变化,这关系着飞行器绕流气体特性的改变,因此,它的计算是极为复杂的,也是非常耗时的^[10-12]。由于难以精确获得飞行器的热载荷条件,TPS 的分析和设计不可能实现运载器表面的逐点分析,因此在确定气动热载荷及建立 TPS 传热模型时需要进行简化处理。

本文以热面载荷 1200℃、工作时间 1000s、环境初始温度 20℃ 为热载荷条件,为保证飞行器内部的仪器设备正常工作,冷面限制温度不超过 80℃。TPS 结构各层厚度初值及材料物性参数见表 1。

表 1 TPS 结构各层厚度及材料物性参数初值

Tab. 1 Initial values of thickness and material properties for TPS structure

Materials	Thickness/m	Thermal conductivity / $W \cdot (m \cdot ^\circ C)^{-1}$	Specific heat / $J \cdot (kg \cdot ^\circ C)^{-1}$	Density / $kg \cdot m^{-3}$
Thermal protection layer	0.002	4	970	1850
Heat insulation layer	0.025	0.02	514	220
Load bearing layer	0.002	153	865	2800

表 2 相变材料的热性能参数

Tab. 2 Thermal properties of phase change materials

Materials	Phase change temperature / $^\circ C$	Phase change latent heat / $J \cdot g^{-1}$	Density / $kg \cdot m^{-3}$	Thermal conductivity / $W \cdot (m \cdot ^\circ C)^{-1}$
PCM-40	42 ~ 50	136	750	0.412
PCM-70	36.5 ~ 80.3	165.16	940	0.387
PCM-90	78.6 ~ 118.2	198.57	1380	0.325

1.2 传热模型

对于盖板 TPS 结构的传热分析,为简化计算,采用如下基本假设^[13]。

(1)沿结构平面两个方向(ox 和 oz)的温度梯度很小,忽略其影响,假设热量在材料中只沿厚度方向(oy)传递;

(2)TPS 结构隔热层外表面没有发生烧蚀;

(3)TPS 结构的界面通过粘接得到,在建模时各层之间不再单独考虑胶粘剂层;

(4)TPS 结构在初始时刻温度与环境温度相同;

(5)飞行器舱体内表面(冷面)为绝热边界条件。

基于以上的假设,以冷面为原点,沿结构厚度方向建立一维笛卡尔坐标系,热量沿厚度方向在一体化结构内连续传递,一维傅立叶热传导控制

相变材料是指随温度变化而改变形态并能提供潜热的物质,相变材料阻热效果见图 1。根据相变温度的差异,目前较为成熟的相变材料可以分为 PCM-40,PCM-70,PCM-90 三种,其中 PCM 是相变材料 Phase Change Materials 的缩写,40,70,90 分别代表了其相变发生时的大致温度,如此命名更为直观,相变材料的热性能参数见表 2。

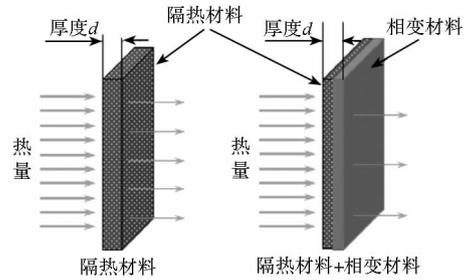


图 1 相变材料阻热效果示意图

Fig. 1 Insulation function sketch of phase change materials

方程为^[14]:

$$\frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) - \rho c \frac{\partial T}{\partial t} = 0 \quad (1)$$

式中, ρ 为材料密度, c 为比热, λ 为导热系数, T 为温度, t 为时间。

采用通用有限元分析软件 ANSYS 来进行瞬态热分析,TPS 实体模型及温度特征点定义见图 2。单元类型采用二维热分析单元 PLANE55^[15],单元尺寸为 0.25mm。

2 结果与讨论

2.1 防隔热层物性参数及厚度尺寸对传热性能的影响

图 3 与图 4 分别给出了 1000s 时刻 TPS 结构的温度云图及沿厚度方向温度变化曲线。可以看到,1000s 时冷面温度为 96.03℃,且隔热层与隔

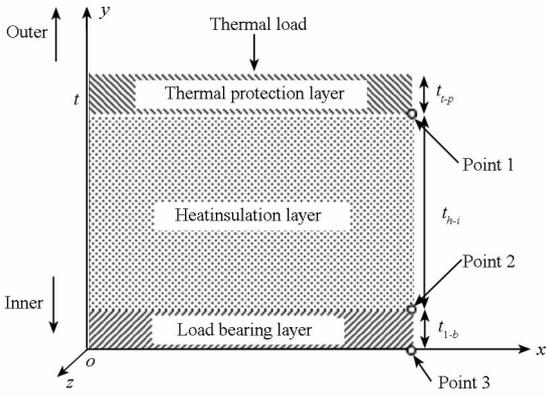


图2 TPS结构模型及温度特征点定义

Fig.2 Structure model of TPS and definition of characteristic temperature point

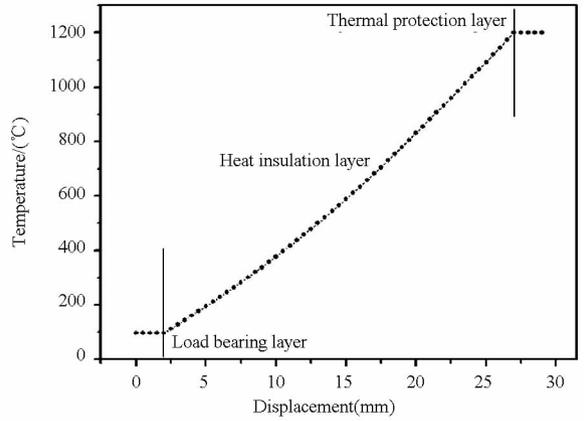


图4 1000s时TPS结构沿厚度方向温度变化曲线

Fig.4 Change curve of temperature along thickness direction for TPS structure at 1000s

热层、隔热层与承载层交界面的温度梯度最大。

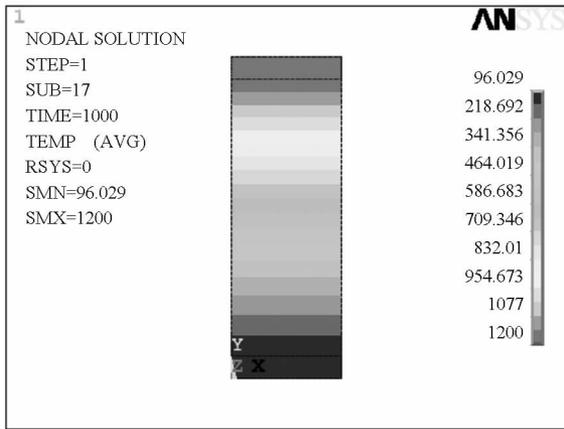
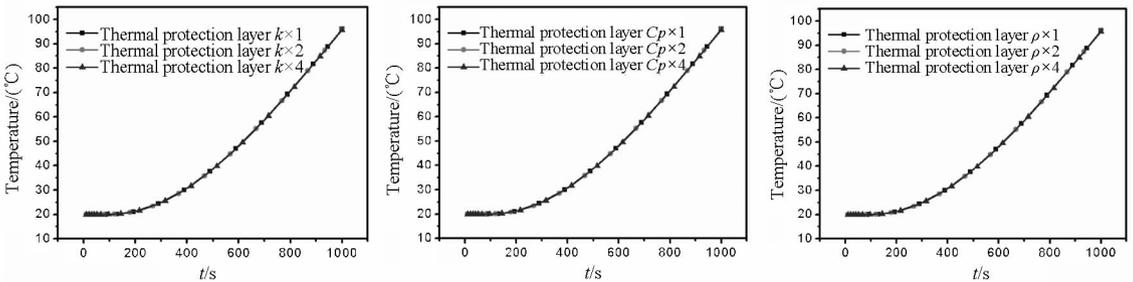


图3 1000s时TPS结构温度云图

Fig.3 Temperature contour for TPS structure at 1000s

为了研究防隔热层物性参数及厚度尺寸对TPS结构传热性能的影响规律,调整了防热层与隔热层的物性参数,并进行瞬态传热模拟计算,获得的冷面温升曲线见图5~7。

可以看到,防热层物性参数的变化对TPS结构热传导性能几乎不产生影响,而隔热层物性参数的变化对TPS结构热传导性能具有决定性的影响。其根本原因在于二者热性能参数的差异,尤其是热导率,防热层热导率是隔热层热导率的200倍(表1),这就意味着相对隔热层而言,防热层就是热导体,因此决定热传导性能的关键在于隔热层的热性能参数。在3种物性参数中,热导



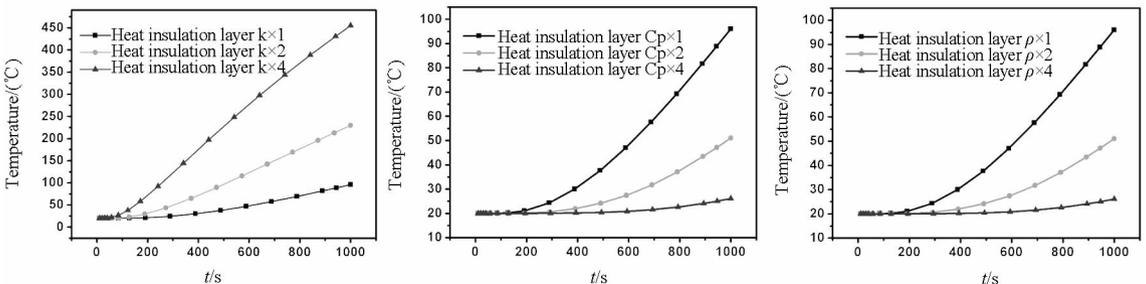
(a) 热导率

(b) 热容

(c) 密度

图5 防热层物性参数对冷面温升的影响

Fig.5 Influence of material properties of thermal protection layer on cold side temperature



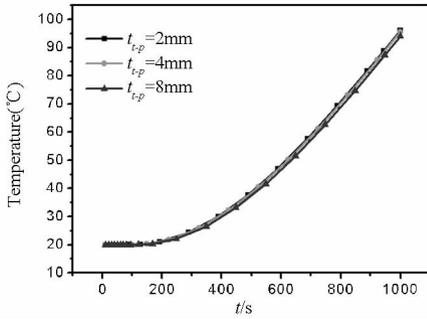
(a) 热导率

(b) 热容

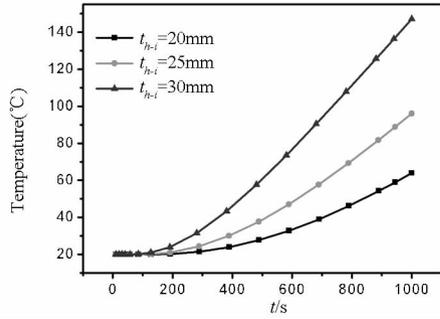
(c) 密度

图6 隔热层物性参数对冷面温升的影响

Fig.6 Influence of material properties of heat insulation layer on cold side temperature



(a) 隔热层



(b) 隔热层

图 7 隔热层与隔热层的厚度对冷面温升的影响

Fig. 7 Thickness influence of thermal protection layer and heat insulation layer on cold side temperature

率的变化对防隔热一体化结构传热性能的影响尤为显著,其次是热容和密度,这两者对热传导性能的影响规律完全相同。因此,采用低热导率、高热容、高密度的隔热层有利于阻碍热量向内部结构的传递。同时,隔热层厚度变化对冷面温升影响较小(图 7(a)),而隔热层厚度变化对冷面温升影响极其明显。因此(图 7(b)),TPS 结构传热性能优化的关键在于隔热层材料的选择及厚度的优化。

2.2 相变材料的引入对传热性能的影响

为改善传热性能,考虑引入不同种类的相变材料,并将相变层置于隔热层与承载层之间,保证隔热层总厚度(包括相变层)不变的情况下,TPS 结构的冷面温升曲线如图 8 所示。

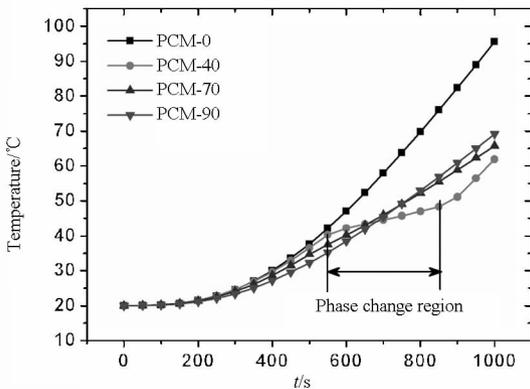


图 8 采用不同相变材料时 TPS 结构冷面温升曲线

Fig. 8 Cold side temperature - time curves of TPS structure with different phase change materials

可以看到,未引入相变层时,TPS 结构冷面温升较快,1000s 后冷面温度达到 96.03°C;引入相变层后,TPS 结构冷面温升速率明显降低,其冷面温度仅为 61.92 ~ 69.18°C,说明相变材料的引入明显改善了 TPS 结构的传热性能。对于不同种类的相变材料,冷面温度最低的是 PCM - 40,最高的是 PCM - 90,但差别不大($\leq 8^\circ\text{C}$)。此外,引

入 PCM - 40 相变层的冷面温升曲线有明显的变缓台阶,这是由于 PCM - 40 相变材料在 42 ~ 50°C 温度范围内产生相变吸热现象所致;而对于 PCM - 70 相变层,相变温度为 36.5 ~ 80.3°C,由于相变区间大,虽存在变缓现象,但台阶不明显,同时相变层上表面温度不超过 70°C,相变没有彻底完成;对于 PCM - 90 相变层,相变起始温度为 78.6°C,相变材料最高温度不超过 75°C,根本未发生相变反应,但由于较低的热导率、较高的热容和密度,仍具有较强的阻碍热量传递能力。

2.3 相变层的位置对传热性能的影响

上一节研究结果表明,将相变层置于隔热层与承载层之间可能会导致相变反应不充分,无法发挥相变吸热的优势。因此,本节研究相变层位置变化对 TPS 结构传热性能的影响。图 9 和图 10 分别给出了不同相变层位置时冷面温升曲线及相变层上表面温升曲线,其中 d 代表相变层下表面与承载层上表面的距离。

可以看到,随着相变层的上移,相变反应更为充分,冷面温度不断降低,但降低幅度逐渐变小;相变层上表面温度明显升高, $d = 4\text{mm}$ 时 PCM - 40 和 PCM - 70 的上表面温度分别达到了 144.16°C 和 131.02°C,相变反应已经完全发生,而 PCM - 90 的上表面温度为 101.59°C,相变反应仍不完全。此外, $d = 0$ 时,采用 PCM - 40 作为相变层其冷面温度最低,但当 $d = 4\text{mm}$ 时,采用 PCM - 90 作为相变层其冷面温度最低,原因在于 $d = 4\text{mm}$ 时 PCM - 90 才能够发挥出相变吸热的效果。

因此,调整和优化相变层位置是改善 TPS 传热性能、降低结构厚度的一个有效途径。

2.4 隔热层总厚度优化结果

以冷面温度不高于 80°C 为限制条件,进行隔热层总厚度(包括相变层)的设计和优化,不同相

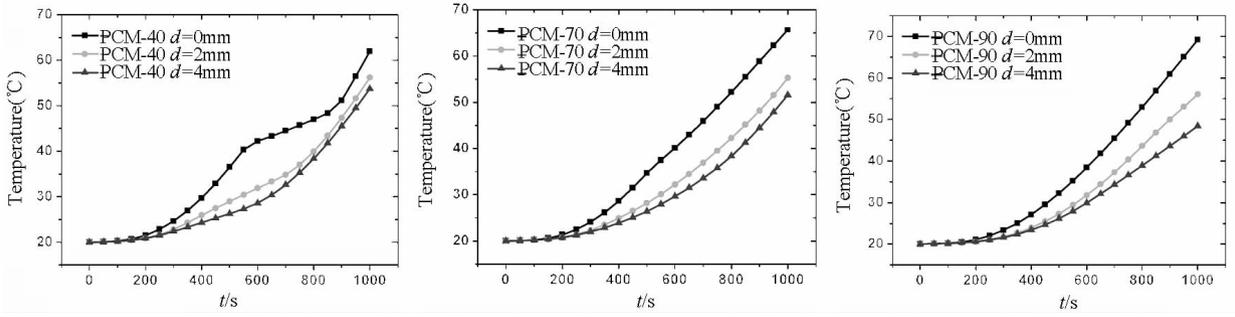


图9 相变层的位置变化时冷面温升曲线

Fig.9 Cold temperature—time curves with different location of PCM layer

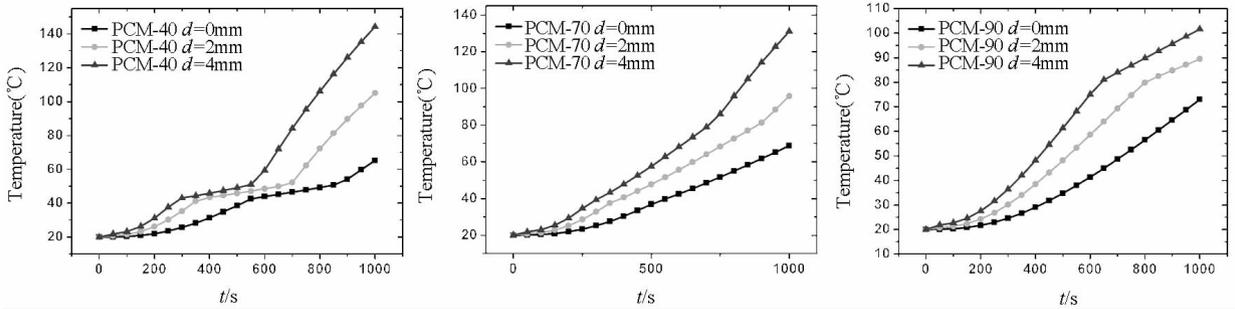


图10 相变层的位置变化时相变层上表面温升曲线

Fig.10 Temperature of upper surface - time curves with different location of PCM layer

变层种类和位置时的隔热层厚度优化值如图 11 所示。可以看到,未引入相变层时,至少需要隔热层厚度 28mm;引入不同种类的相变层,并置于隔热层与承载层中间($d=0$)时,所需隔热层厚度降至 23mm; $d=2\text{mm}$ 时,隔热层厚度分别降至 22mm,21mm,19mm; $d=4\text{mm}$ 时,隔热层厚度进一步降低,仅分别为 21mm,20mm,18mm。此结果可以为 TPS 结构设计提供一定的参考和依据。

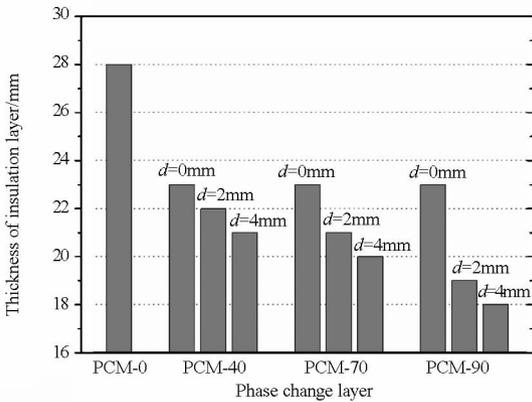


图 11 不同相变层种类和位置时的隔热层厚度值

Fig.11 Thickness of heat insulation layer with different phase change materials and different location

3 结论

研究了防隔热层的物性参数,厚度尺寸,相变层的种类、位置等因素对盖板式陶瓷 TPS 结构传

热性能的影响。得到了以下结论:

- 1) 隔热层物性参数及厚度对 TPS 结构传热性能几乎不产生影响,而隔热层物性参数及厚度对 TPS 结构传热性能具有决定性的影响;
- 2) 相变材料的引入能够明显改善 TPS 结构的传热性能,其冷面温度由 96.03°C 降至 61.92 ~ 69.18°C ;
- 3) 随着相变层位置的上移,相变反应更加充分,导致冷面温度不断降低;因此,调整和优化相变层位置是改善 TPS 传热性能、降低结构厚度的一个有效途径;
- 4) 未引入相变层时,隔热层厚度至少需要 28mm 才能满足冷面温度限制要求;引入相变层后只需 23mm;进一步调整和优化相变层位置后可降至 18mm。

参考文献 (References)

[1] Behrens B, Muller M. Technologies for thermal protection systems applied on reusable launcher[J]. Acta Astronautica, 2004, 55:529 - 536.

[2] Leleu F, Watillon P, Moulin J, et al. The thermo-mechanical architecture and TPS configuration of the pre-X vehicle[J]. Acta Astronautica, 2005, 56(4):453 - 464.

[3] 李道奎, 段静波, 雷勇军. 金属热防护系统瞬态热分析的并联一维模型[J]. 国防科技大学学报, 2009(4):126 - 130.

LI Daokui, DUAN Jingbo, LEI Yongjun. Parallel one-

- dimensional model for transient thermal analysis of metallic thermal protection system[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2009(4):126-130. (in Chinese)
- [4] 杨亚政, 杨嘉陵, 方岱宁. 高超速飞行器热防护材料与结构的研究进展[J]. *应用数学和力学*, 2008, 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*, 2008, 29(1):47-56. (in Chinese)
- [5] 孙兆虎. 高超声速飞行器结构热问题讨论[J]. *航空科学技术*, 2008(3):13-16.
SUN Zhaohu. The issues of the aerodynamic heating and thermal protection of hypersonic flight vehicle[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2008(3):13-16. (in Chinese)
- [6] Pichon T, Barreteau R, Soyris P, et al. CMC thermal protection system for future reusable launch vehicles; generic shingle technological maturation and tests [J]. *Acta Astronautica*, 2009, 65(1-2):165-176.
- [7] Glass D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles [C]. 15th AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [8] 王思青, 张长瑞, 周新贵, 等. 重复使用运载器陶瓷热防护系统[J]. *导弹与航天运载技术*, 2004(3):37-41.
WANG Siqing, ZHANG Changrui, ZHOU Xingui, et al. Ceramic thermal protection system for reusable launch vehicle [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2004(3):37-41. (in Chinese)
- [9] Krenkel W. Carbon fiber reinforced CMC for high-performance structures [J]. *International Journal of Applied Ceramic Technology*, 2004, 1(2):188-200.
- [10] 刘建霞, 侯中喜, 陈小庆. 高超声速滑翔飞行器表面加热特点研究[J]. *航空计算技术*, 2010, 40(3):1-4.
LIU Jianxia, HOU Zhongxi, CHEN Xiaoqing. Research on characteristics of heating on the surface for hypersonic glide vehicle [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2010, 40(3):1-4. (in Chinese)
- [11] 叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化[J]. *力学进展*, 2009, 39(9):683-694.
YE Youda. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high speed near space vehicles [J]. *Advances in Mechanics*, 2009, 39(9):683-694. (in Chinese)
- [12] Tobe R J, Grandhi R V. Hypersonic vehicle thermal protection system model optimization and validation with vibration tests [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1):208-213.
- [13] 尹昌平. 共注射 RTM 制备承载/隔热/防热一体化复合材料[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2009.
YIN Changping. Fabricating load bearing / heat insulation / thermal protection integral composite by co-injection RTM process [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2009. (in Chinese)
- [14] 赵玲. 典型盖板防热结构性能分析与优化设计[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
ZHAO Ling. Property analysis and optimization design of the typical rigid external thermal protection system [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [15] 孔祥谦. 有限单元法在传热学中的应用[M]. 北京:科学出版社, 1998.
KONG Xiangqian. Application of the finite element method in heat transfer theory [M]. Beijing: Science press, 1998. (in Chinese)