

高超声速飞行器热防护系统分析与数值计算

穆军武¹, 边天涯², 唐斐¹, 董志兴¹

1. 中国人民解放军95899部队, 北京 100076
2. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100191

摘要 针对大气环境内吸气式高超声速飞行器热防护要求, 得出前缘、下表面和上表面的热防护结构应分别采用碳/碳(C/C)防热材料、刚性陶瓷防热瓦材料和柔性隔热毡材料。基于Abaqus分析软件建立以机身为主的热分析有限元模型, 计算了高超声速飞行器在典型气动加热载荷情况下的温度场分布和在整个飞行过程中温度的变化情况。通过温度分布得到机身前缘的峰值温度达1637℃, 上下表面峰值温度分别为635、805℃, 验证了本研究提出的热防护结构形式的有效性。通过温度与时间曲线得出飞行500 s左右时, 飞行器前缘及上下表面温度急剧增加、温度梯度大, 500~1500 s期间持续高温, 在1500 s后温度迅速降低。同时建立了C/C、陶瓷瓦及柔性隔热毡3种典型耐高温材料的传热模型, 对其防热结构的防热效率进行评估, 得到其最佳的防热材料厚度为57.6、52.9、53.3 mm, 可为防热结构的设计提供参考。

关键词 高超声速飞行器; 热防护系统; 有限元

中图分类号 V245

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2015.05.010

Analysis and numerical simulation of the hypersonic vehicle thermal protection structure

MU Junwu¹, BIAN Tianya², TANG Fei¹, DONG Zhixing¹

1. No. 95899 of PLA, Beijing 100076, China
2. School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China

Abstract Carbon/carbon (C/C) materials, heat-resistant rigid ceramic tiles and flexible felt were used for the leading edge, lower surface and upper surface of airbreathing hypersonic vehicles to meet the thermal protection requirement. The thermal analysis finite element model of hypersonic vehicles was established using Abaqus. The temperature distribution and the changes during the entire flight of the vehicle under typical aerodynamic heating were calculated. The peak temperature of the leading edge was 1637℃, and the peak temperatures for the upper and lower surfaces were 635 and 805℃, verifying the effectiveness of the proposed thermal protection structure. The temperature-time curve shows that the temperature of the leading edge and upper and lower surfaces increased significantly at 500 s with a large temperature gradient. From 500 s to 1500 s, the temperature was continuously high. The temperature decreased rapidly after 1500 s. The heat transfer models were built for evaluating the efficiency of the three typical thermal protection structures. The optimum thicknesses for the materials were obtained as 57.6, 52.9, and 53.3 mm, which may provide references for the design of thermal protection systems.

Keywords hypersonic vehicles; thermal protection system; finite element

高超声飞行器以高速在大气内飞行时, 周围的空气受到压缩并产生巨大的摩擦作用, 使飞行器的动能大部分转化为热能。因此, 高超声速防热是高超声速技术的难点之一, 防

热的解决与否关系到高超声速技术的成败^[1]。热防护系统(thermal protection system, TPS)热分析正是基于气动热分析与结构热力学分析来预测高超声速飞行器的温度分布, 并为

收稿日期: 2013-11-08; 修回日期: 2015-01-18

作者简介: 穆军武, 博士, 研究方向为飞行器设计, 电子邮箱: mujunwubuaa@126.com

引用格式: 穆军武, 边天涯, 唐斐, 等. 高超声速飞行器热防护系统分析与数值计算[J]. 科技导报, 2015, 33(5): 66-71.

其耐热结构选材与设计提供参考依据。随着数值模拟计算方法的发展,研究重点已经转移到热-温度结构。Blosser等^[2]采用实验的方法模拟热环境对可重复使用运载火箭(reusable launch vehicle, RLV)的高温合金蜂窝热防护系统进行研究。Behrens等^[3]采用数值模拟方法针对可重复使用轨道飞行器提出了其有效的热防护系统。目前国内主要从事于再入飞行器的耐热结构气动加热数值模拟^[4]。

典型高超声速飞行器在不同的高温区会采用不同的耐热方式,如机身前缘、机翼前缘会采用先进耐高温材料C/C、SiC/SiC或C/SiC薄壳热结构^[5]。在机身表面则常采用陶瓷耐热瓦以及隔热毡耐热等结构^[6]。本研究以X-43飞行器为参照对象,提出适合飞行器机身的耐热防护结构形式,并建立有限元传热模型,在典型的热环境下对机身的温度分布、耐热结构材料厚度和耐热效率进行研究。

1 有限元传热分析理论

在传热过程主要考虑了热传导和热辐射作用^[7]。首先,根据能量守恒定律和傅里叶定律,可得到传热微分方程:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \rho Q \quad (1)$$

式中, $T(x,y,z)$ 为温度场, K, t 为时间, s ; $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$ 为材料分别沿 x, y, z 方向的导热系数, $W/(m \cdot K)$; ρ 为材料密度, kg/m^3 ; c 为材料比热容, $J/(kg \cdot K)$; x, y, z 坐标分量, m ; Q 为物体内部的热源强度, W/kg 。

其次,由 Stefan-Boltzman 定律

$$E_b = \sigma T^4 \quad (2)$$

即黑体辐射力正比于热力学温度的4次方, σ 为 Boltzman 常数, 值为 $5.67 \times 10^{-8} W/(m^2 \cdot K^4)$ 。Stefan-Boltzman 定律表明,随着温度上升,辐射力急剧增加。

第二类热流边界条件表示为

$$-\left(\lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} \cos \alpha + \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \cos \beta + \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \cos \gamma \right) = q_w(t) \quad (3)$$

式中, $\cos \alpha, \cos \beta, \cos \gamma$ 为边界外法线的方向余弦, $q_w(t)$ 为规定边界的热流密度值。方程建立之后,采用瞬态传热的有限元分析方法,过程如下。对于稳态传热问题,温度不是时间的函数,即

$$\frac{\delta T}{\delta t} = 0 \quad (4)$$

将物体离散成为诸多单元体,将单元的温度场 T^e 表示为节点温度的插值关系:

$$T^e(x,y,z) = N(x,y,z) \cdot q_r^e \quad (5)$$

式中, $N(x,y,z)$ 为形状函数矩阵, q_r^e 为节点温度矩阵,其中 T_1, T_2, \dots, T_n 为节点温度值。

$$q_r^e = [T_1 \ T_2 \ \dots \ T_n]^T \quad (6)$$

将式(5)代入泛函 $I(x,y,z,t)$ 中并求变分极小值,则

$$\frac{\partial I}{\partial q_r^e} = 0 \quad (7)$$

可得单元体稳态传热方程

$$K_r^e q_r^e = P_r^e \quad (8)$$

式中, K_r^e 为单元体传热矩阵, P_r^e 为单元体节点等效温度载荷矩阵。

对于瞬态传热问题,温度场为时间的函数,有

$$T^e(x,y,z) = N(x,y,z) \cdot q_r^e(t) \quad (9)$$

式中, $q_r^e(t)$ 为节点温度矩阵,表达式为

$$q_r^e = [T_1(t) \ T_2(t) \ \dots \ T_n(t)]^T \quad (10)$$

将式(9)代入泛函 $J(x,y,z,t)$ 并对 $q_r^e(t)$ 取得极值,得

$$C_r^e \dot{q}_r^e + K_r^e q_r^e = P_r^e \quad (11)$$

式中, C_r^e 为单元热容矩阵。其中 K_r^e 为单元稳态传热的单元体传热矩阵, P_r^e 为稳态传热的单元体节点等效温度载荷矩阵。

根据数值微分计算方法用 $\frac{T_{n+1} - T_n}{\Delta t}$ 代替 $\frac{dT_n}{dt}$, T_{n+1} 代替 T ,

得到

$$\left(K + \frac{C}{\Delta t} \right) T_{n+1} = P + \frac{C}{\Delta t} T_n \quad (12)$$

其中, K, P 为分别为模型的热容矩阵与等效温度载荷矩阵,取得满足方程组的若干离散点,然后用向后差分公式求解,得到场函数 $T(t)$ 随 t 变化的值。初始温度场 T_0 确定后,即可求得各个时刻的温度场。如果材料参数随时间而变化,则需要确定一个最大收敛步长,通过迭代求出各个时刻的温度场。

2 类X-43A全机模型算例

2.1 X-43A飞行器简介

X-43A 飞行器是 NASA Hyper-X 计划中的一部分^[8]。该飞行器涉及到了空气动力学、结构设计、热管理、超燃冲压发动机、飞行控制系统与子系统设计、飞行器管理系统以及飞行器热防护设计与制造等诸多技术性极强的领域。X-43A 飞行器的三视图见图1^[9]。2001—2004年, X-43A 飞行器共进行了3次试验,其中第1次试飞试验以失败告终,第2次试飞试验中实现了 $Ma=7$ 的飞行,第3次试飞试验中实现了 $Ma=9.8$ 的飞行。

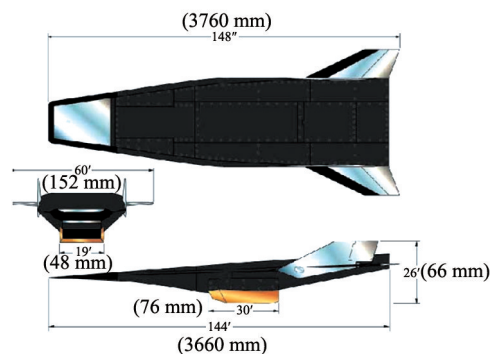


图1 X-43A三视图

Fig. 1 X-43A drawing

这两次成功的飞行提供了超声速燃烧冲压发动机(超燃冲压发动机)的首个飞行数据,同时也说明高超声速飞行器的小型化和设备高度密集化装载的设计与研发不存在根本性的问题。

X-43A 飞行器的机身桁梁和隔板由钢、钛、铝等材料制成,其上覆盖有钢、铝蒙皮。机身前缘的防热方案为被动散热式,该防热结构的主体结构是约 392 kg 的楔形钨合金结构。钨合金表面为一层 C/C 材料,其中 $Ma=7$ 的飞行器前缘使用 C/C 材料比例为 4:1,再在其上涂覆一层由 K321 纤维制备的材料。此外,由于 C/C 材料易被氧化,故又在 C/C 复合材料表面涂覆了一层 SiC 涂层。X-43A 飞行器的水平和垂直机翼的主体采用了 Haynes230 合金辐射式结构,机翼前缘也采用了 C/C 材料^[10,11]。

2.2 热分析有限元模型的建立

本研究采用热力学有限元方法进行分析,对模型采用以下基本假设:

- 1) 忽略模型下表面的弧度对热流密度的影响。
- 2) 在防热结构中,外部涂层厚度相对较薄,在计算分析过程中,认为该层无温度梯度。
- 3) 初始时刻,模型的温度与环境温度相同。
- 4) 对于高超声速飞行器,前缘为最高温区,下表面为较高温区,上表面为较低温区。模型材料:前缘为 C/C 材料,下表面材料为刚性陶瓷防热瓦,上表面材料为柔性隔热毡。
- 5) 计算中采用单向热力耦合形式,即忽略应力场对温度场的影响。

分析模型外形主要为 X-43A 飞行器的机身部分,图 2 为建立的传热有限元分析模型和飞行器前缘、下表面、上表面 TPS 方案示意图。

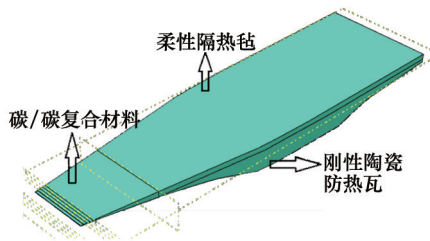


图 2 传热有限元模型及 TPS 方案示意

Fig. 2 Schematic diagram of the heat transfer finite element model and TPS

2.2.1 模型热传导边界条件

本研究引用 Blosser^[12] 的中气动加热计算结果见图 3。图 4 为热流密度沿前缘弦向的分布情况^[13],曲线表示正角度来流时,飞行器前缘热流密度的分布情况,符合 X-43 飞行器正攻角飞行时的热流分布。综合热流密度—时间曲线(图 3)和热流密度—纵向距离曲线(图 4,上表面纵向范围小于 0,下表面纵向范围大于 0)作为模型热流密度边界条件,将模型进行合理分段并分区进行热流加载。每段采用不同的热流曲线,

每段各自热流曲线可根据图 4 曲线确定比例,再将图 3 所示曲线进行等比增大或减小。如图 4 所示,前缘处的热流密度峰值为下表面的 6 倍,上表面的热流密度峰值为下表面的 0.5 倍。假设中机身下表面的热流密度载荷为图 3,则通过确定的倍数关系将图 3 曲线进行等比处理,据此得到前缘处与上表面的模拟热流加载曲线。

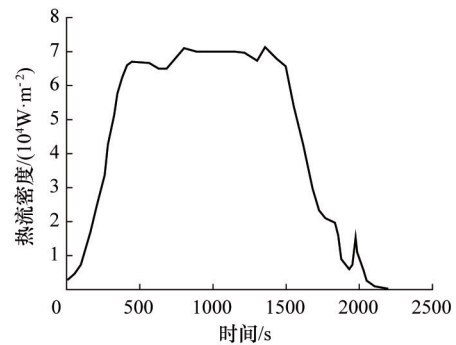


图 3 全机平均热流密度随时间变化

Fig. 3 Average heat flow density variation chart

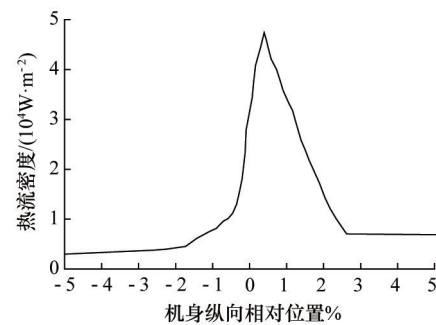


图 4 热流密度沿纵向变化

Fig. 4 Heat flow density variation along the string

2.2.2 模型热辐射边界条件

X-43A 飞行器采用被动散热式方案,故本模型也采用此方案。根据被动散热式防热机理,热量一部分被防热结构吸收,一部分由表面辐射出去。各防热结构材料的热性能参数如表 1~表 3 所示^[4,6,13-15]。

表 1 C/C 复合材料参数

Table 1 Parameters of C/C composite materials

温度/ ℃	密度/ ($\text{kg}\cdot\text{cm}^{-3}$)	弹性模 量/GPa	泊松 比	导热系数/ ($\text{W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	比热/ ($\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	热辐射 系数
25	1900	40	0.25	0.462	315	0.8
200	1900	50	0.25	0.321	331	0.8
1000	1900	60	0.25	0.134	406	0.8
2000	1900	80	0.25	0.131	499	0.8

表2 刚性陶瓷瓦参数

Table 2 Parameters of rigid ceramic tiles

温度/°C	密度 (/kg·cm ⁻³)	导热系数 (/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹))	比热 (/(J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹))	热辐射 系数
100	200	0.033	820	0.93
200	200	0.041	890	0.93
500	200	0.080	1111	0.93
600	200	0.090	1190	0.93

表3 柔性隔热毡参数

Table 3 Parameters of flexible heat-insulating felt

温度/°C	密度/(kg·cm ⁻³)	导热系数/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)
500	96	0.035
800	96	0.05
1000	96	0.065
1200	96	0.08

注:数据根据文献[15]的温度—热传导系数曲线而定。

柔性隔热毡比热容与辐射系数可以近似采用刚性陶瓷隔热瓦的数据。

模型与参考点设置如图5所示。

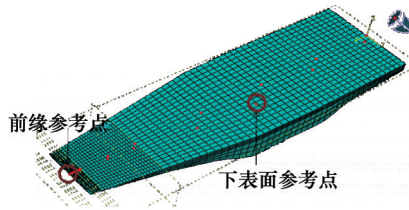


图5 X-43A飞行器模型网格与参考点设置示意

Fig. 5 Mesh model and reference points setting

模型网格类型为隐式线性传导单元 DCAX4, 采用 ABAQUS/Standard 线性分析模块^[16]。

2.3 模型计算结果

图6和图7所示为1500 s时前缘及下表面温度场和上表面温度场分布,可以看出整个机身中前缘温度最高。

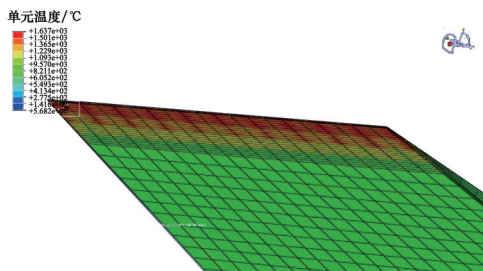


图6 峰值温度时前缘及下表面温度场

Fig. 6 Temperature field of the leading edge and lower surface at the peak temperature

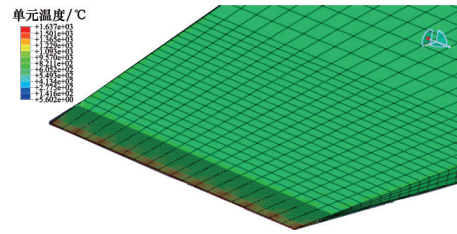


图7 峰值温度时前缘及上表面温度场

Fig. 7 Temperature field of the leading edge and upper surface at the peak temperature

图8显示了机身前缘和上、下表面参考点温度随时间变化情况。可以看出,在飞行初期到500 s左右时,飞行器前缘、上下表面温度急剧增加,温度梯度大。500~1500 s期间温度变化小,持续高温,在1500 s以后温度迅速降低。

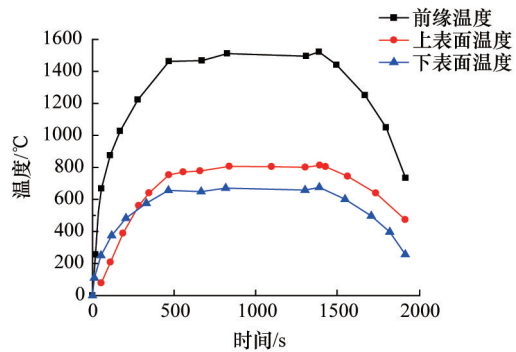


图8 机身前缘和上、下表面参考点温度—时间曲线

Fig. 8 Temperature-time curve of the reference points at the leading edge and upper and lower surfaces of the fuselage

图9所示为峰值时刻(1500 s),机身上、下表面中轴线温度分布情况。从图9可见,在前缘以后温度剧烈下降。计算结果显示,下表面平均温度为805°C,低于刚性陶瓷瓦结构的耐受温度,故对下表面选用该种形式防热结构是合理的。同样,在峰值时刻上表面平均温度为635°C,该温度也低于柔性隔热毡结构的耐受温度。通过以上计算验证了防热结构形式方案是合理的。

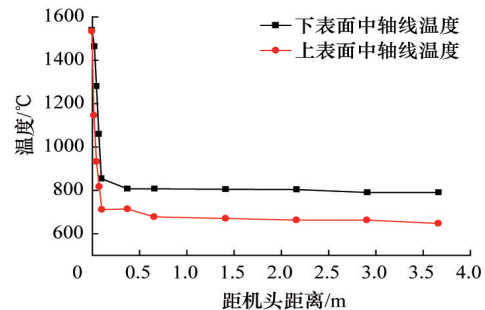


图9 峰值时刻机身上、下表面中线温度分布

Fig. 9 Temperature distribution of the fuselage surface at the peak time

3 隔热结构效率

为研究以C/C、陶瓷瓦及柔性隔热毡材料等耐高温材料为主的隔热结构的厚度变化对隔热效果的影响,假定高超声速飞行器内部采用铝合金结构,铝合金耐受温度极限约为450℃,故在整个飞行过程中须使隔热结构内表面温度峰值低于此温度。

3.1 结构隔热计算

以隔热结构材料的厚度为变量,外表面采用前缘的热流密度—时间曲线(图3)。建立传热有限元分析模型。计算模型和参考点设置如图10所示。

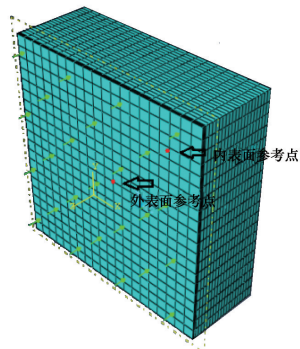


图10 C/C隔热结构模型的网格和参考点设置
Fig. 10 C/C thermal mesh model and reference points setting

计算结果如图11所示,可以看出,材料模型内表面参考点温度峰值随着隔热结构厚度的增加而降低。当陶瓷瓦及柔性隔热毡隔热结构的材料厚度分别为41.2、32.3 mm时,飞行器内表面温度峰值会低于450℃,可满足其隔热需求^[7]。

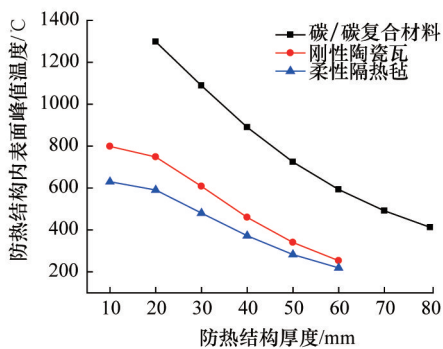


图11 隔热材料内表面参考点峰值温度随材料厚度变化
Fig. 11 Peak temperature variation of reference points at inner surface of the material with thickness

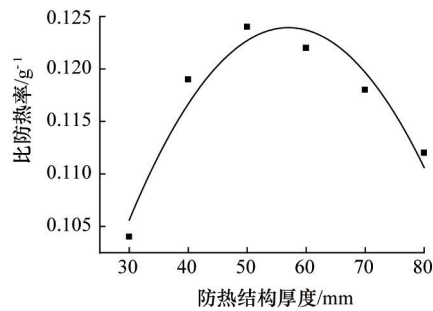
3.2 各种材料隔热效率的变化

从图11可以看出,3条曲线随着隔热结构厚度的增加均逐渐趋于水平,隔热结构达到一定厚度后温度会趋于恒定,这时单纯增加隔热结构的厚度对隔热效果改变不大。因此,定义材料的隔热率 η 和比隔热率 α 为

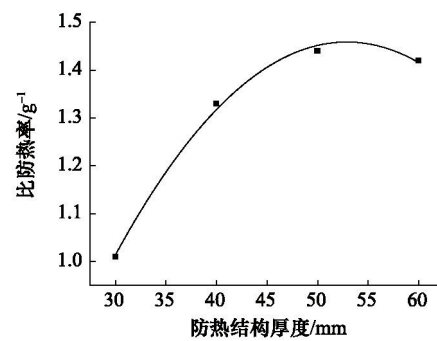
$$\text{隔热率} = \frac{\text{外表面温度峰值} - \text{内表面温度峰值}}{\text{外表面温度峰值}} \times 100\% \quad (13)$$

$$\text{比隔热率} = \frac{\text{隔热率}}{\text{隔热结构重量}} \quad (14)$$

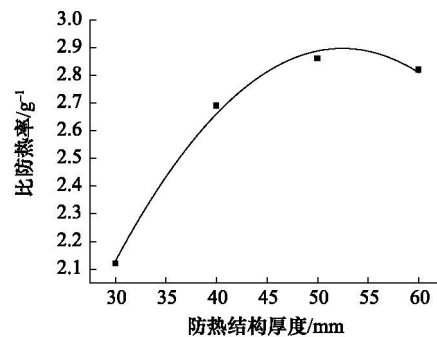
根据上述定义,计算出等截面条件下C/C、刚性陶瓷瓦和柔性隔热毡等隔热结构的比隔热率随厚度的变化情况,计算结果采用二次曲线能够很好的拟合,如图12所示。



(a) C/C材料



(b) 刚性陶瓷瓦



(c) 柔性隔热毡

图12 各种材料比隔热率随模型厚度变化

Fig. 12 Heat rate variation of the three materials with the model thickness

由计算结果可知,对于C/C材料的隔热结构,当模型厚度为57.6 mm时,比隔热率达到最高,当厚度超过该值继续增加时,隔热材料隔热效果开始降低。同样,对于刚性陶瓷瓦和柔性隔热毡两种材料在相同截面积下结构最佳隔热效果的厚度,分别为52.9和53.3 mm。

4 结论

1) 针对大气环境内吸气式高超声速飞行器提出了防热结构形式方案:机身前缘采用C/C材料防热,机身下表面采用刚性陶瓷防热瓦材料,机身上表面采用柔性隔热毡材料。建立以机身为主的热分析有限元模型,得到温度场分布:最高温区峰值温度达1637℃,较高温区峰值温度达805℃,较低温区峰值温度达635℃。均低于上述材料的耐受温度,验证了防热结构形式方案的合理性。

2) 整个飞行持续2000 s,在飞行初期到500 s时,飞行器前缘以及上下表面温度急剧增加,温度梯度大。500~1500 s期间持续高温,在1500 s以后温度迅速降低。

3) 建立了C/C、陶瓷瓦以及柔性隔热毡3种常见耐高温材料的一维传热模型,得到使飞行器机身内表面温度低于冷结构耐受温度的防热结构材料厚度。

4) 定义了防热结构的防热率和比防热率,在相同截面积情况下计算出C/C、陶瓷瓦及柔性隔热毡3种常见防热结构材料最佳防热厚度分别为57.6、52.9、53.3 mm。

参考文献(References)

- [1] 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. The performance analysis and optimization design of the typical cover thermal protection structure[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007.
- [2] Blosser M L. Development of metallic thermal protection systems for the reusable launch vehicle[R]. Hampton: National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center, 1996.
- [3] Burkhard B, Müller M. Technologies for thermal protection systems applied on re-usable launcher[J]. Acta Astronautica, 2004, 55(3-9): 529-536.
- [4] 马忠辉. 可重复使用运载器热防护系统性能分析研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
Ma Zhonghui. The reusable carrier thermal protection system performance analysis[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.
- [5] 杜若, 康宁宁. 陶瓷基复合材料在高超声速飞行器热防护系统中的应用[J]. 飞航导弹, 2010(2): 80-87.
Du Ruo, Kang Ningning. The application of ceramic matrix composites for hypersonic vehicle thermal protection system[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2010(2): 80-87.

- [6] 苏大亮. 高超声速飞行器热结构设计与分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
Su Daliang. The Thermal structural design and analysis of hypersonic vehicles[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [7] Pichon T. CMC thermal protection system for future reusable launch vehicles: generic shingle technological maturation and tests[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1-2): 165-176.
- [8] 车竞. 高超声速飞行器乘波布局优化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
Che Jing. Optimization design of waverider-hypersonic cruise vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [9] 王志经. 吸气式高超声速飞行器设计中的一些概念研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
Wang Zhijing. The conceptional study for the design of an airbreathing hypersonic vehicle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [10] 陈亚莉. 高超声速飞机对材料的要求[J]. 航空维修与工程, 2004(2): 20-22.
Chen Yali. The requirement of materials for hypersonic aircraft[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2004(2): 20-22.
- [11] Rivers H K, Glass D E. Advances in hot-structure development[C]. 5th European Workshop, European Space Technology Centre, Noordwijk, The Netherlands, May 17-19, 2006.
- [12] Blosser M L. Advanced metallic thermal protection systems for reusable launch vehicles[D]. Charlottesville: University of Virginia, 2000.
- [13] Glass D E. Ceramic matrix composite thermal protection systems and hot structures for hypersonic vehicles[R]. Dayton: International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008.
- [14] Krenkel W. Carbon fiber reinforced CMC for high-performance structures [J]. Applied Ceramic Technology, 2004, 1(2): 188-200.
- [15] 刘斌, 刘刚伟, 徐绯, 等. 高超声速飞行器大面积热防护系统的传热数值分析[J]. 应用力学学报, 2011, 28(3): 294-300.
Liu Bin, Liu Gangwei, Xu Fei, et al. Numerical analysis of thermal protection system heat transfer for hypersonic vehicle[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(3): 294-300.
- [16] 张二亮. 复合材料层合结构减重优化与瞬态传热分析方法[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
Zhang Erliang. Minimum mass design and transient heat transfer analysis of composite structure with multi-layer[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
- [17] Raffaele S. Aerothermodynamic study of UHTC-based thermal protection systems[J]. Aerospace Science and Technology, 2005(9): 151-160.
- (责任编辑 侯澄芝)

《科技导报》“研究论文”栏目征稿

“研究论文”栏目专门发表自然科学、工程技术领域具有创新性的研究论文,要求学术价值显著、实验数据完整、具有原始性和创造性,同时应重点突出、文字精炼、引证及数据准确、图表清晰,并附中、英文摘要以及作者姓名、所在单位、通信地址、关键词等信息。在线投稿:www.kjdb.org。