

飞行器结构部件导热/辐射耦合传热特性预测方法

朱言旦^{1,2}, 刘伟^{1,2}, 曾磊², 张昊元², 桂业伟², 杜雁霞²

(1. 中国空气动力研究与发展中心空气动力学国家重点实验室, 绵阳 621000;)

2. 中国空气动力研究与发展中心计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘 要: 采用数值方法求解气动热环境, 基于蒙特卡罗方法求解内部空腔辐射换热及有限元方法求解三维导热, 建立了沿弹道求解导热/辐射耦合的热响应预测方法, 计算并获得了沿给定飞行弹道条件下的考虑内部辐射和不考虑内部辐射时的某高超声速飞行器结构部件的热响应特性。研究表明, 所发展的耦合计算方法具有较高的精度和较好的工程适用性; 考虑内部辐射时, 结构部件局部最高温度明显低于不考虑辐射时, 最高相差 400 K 以上, 且温度分布趋于均匀, 温度梯度减小。相关研究对高超声速飞行器防热结构设计 with 优化具有重要参考意义。

关键词: 热响应; 有限元; 蒙特卡罗; 导热/辐射耦合; 高超声速飞行器

中图分类号: V411.3 文献标识码: A 文章编号: 1000-1328(2016)11-1371-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2016.11.012

Method of Predicting Conduction-Radiation Coupled Heat-Transfer Characteristics for Vehicle Structural Component

ZHU Yan-dan^{1,2}, LIU Wei^{1,2}, ZENG Lei², ZHANG Hao-yuan², GUI Ye-wei², DU Yan-xia²

(1. State Key Laboratory of Aerodynamics, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China; 2. Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: A prediction method for solving the conduction-radiation coupled thermal response of the vehicle structural components along the trajectory is established, based on the numerical method solving the aerodynamic heating environment, the Monte Carlo method solving the radiation heat transfer of cavities, and the finite element method solving the three-dimensional heat conduction. The calculations are carried out and the thermal response of the hypersonic vehicle structural components along the given trajectory are obtained in both cases of with and without considering the radiation heat transfer of the cavities. The research results show that the coupled calculation method developed in this paper has a good precision and better engineering applicability. The highest local temperature under the condition of considering the radiation heat transfer of cavities is obviously lower, and the maximum difference of the local temperatures in two cases is more than 400 K. The temperature distribution is more uniform and the temperature gradient is smaller under the condition of considering the radiation heat transfer of cavities. The related results are important for the design and optimization of the hypersonic vehicle thermal protection system.

Key words: Thermal response; Finite element method; Monte Carlo; Coupled radiation and conduction; Hypersonic vehicle

0 引 言

超声速飞行器穿越稠密大气层时, 会与大气剧

烈摩擦会产生大量热量, 使其表面经受严重的气动加热, 从而导致飞行器遭受严酷的热环境。因此, 为保证飞行器的安全运行, 对其热防护系统进行研究

和设计是非常必要的。而准确预测结构热响应是防热设计的依据与关键,因此,提高结构热响应的预测精度以提高防热结构的设计水平,将对提高飞行器性能起到非常重要的作用。

飞行器翼、舵等结构多由支撑骨架和蒙皮组成,内部形成复杂的空腔结构。内部空腔表面间的辐射换热与温度的四次方成正比,当内部空腔表面温度较高时,辐射的换热作用就不可忽略了。表面辐射强度不仅是时间和空间位置的函数,还是波长和空间方向的函数,其控制方程是一个微分-积分混合型的方程,理论求解十分困难。数值求解辐射换热的方法主要可分为两大类^[1]:第一类是基于离散坐标形式的辐射传递方程,如有限体积法、离散坐标法、球谐函数法等,这类方法求解效率高,但结果受空间和角度的离散方式影响较大,即射线效应和假散射;第二类是基于射线追踪,如离散传递法、区域法、蒙特卡罗方法等,这类方法虽然计算量大但其形式简单,概念清晰,只需对空间位置进行离散,其结果常作为基准来衡量其他方法的精度。综合考虑,本文采用蒙特卡罗方法进行辐射换热求解。

随着计算机技术的发展和计算水平的提高,导热/辐射耦合求解的数值方法得到了发展^[2],但当前这些方法在半透明参与性介质温度场求解领域应用较多。当前针对热环境作用下的结构导热研究相对较多^[3-7],但几乎没有考虑带空腔结构的辐射效应。飞行器翼、舵等结构多是由支撑骨架和蒙皮组成的内部具有复杂空腔的结构,而针对热环境作用下这类结构的辐射/导热耦合热响应预测的研究较少。随着高超声速飞行器热响应预测精细化发展需求,有必要发展导热/辐射耦合求解方法以提高结构热响应预测精度。

本文正是基于高超声速飞行器带空腔结构热响应的精细化预测需求,建立了沿弹道耦合求解结构热响应的预测方法,气动热环境采用数值方法求解,内部空腔辐射换热采用蒙特卡罗方法求解,结构导热采用有限元方法求解。在是否考虑内部空腔表面辐射两种情况下,分别沿给定弹道耦合求解了带空腔结构部件的热响应特性,分析了该结构部件的温度场及其变化规律,对比了是否考虑内部空腔表面辐射两种情况下该结构部件的温度场分布及结构热响

应特征。

1 计算模型和方法

1.1 模型和网格

本文以飞行器带空腔结构的模型部件为计算对象,如图1所示。

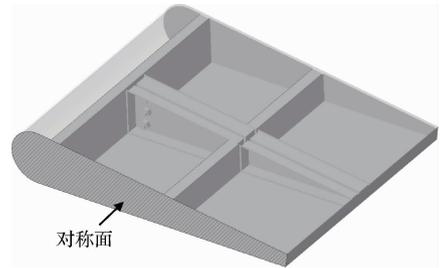


图1 带空腔结构部件示意图

Fig. 1 Structural component with cavities

气动热环境计算采用全飞行器进行,结构部件局部网格如图2所示,并对壁面附近的网格正交性进行优化,灵活调整边界层网格的尺度以保证物面热流计算的精度。三维结构温度场计算网格如图3所示,网格总量约11万,为增加网格适应性,采用三维非结构四面体计算网格。局部区域加密处理以保证细微结构的完整性。将该结构部件内部划分为5个空腔。

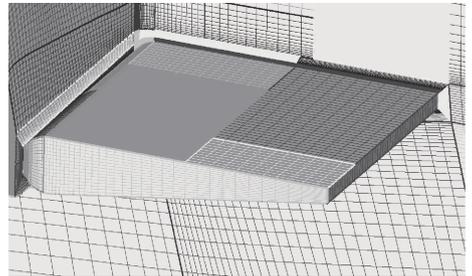


图2 气动热环境计算网格

Fig. 2 Mesh for aerodynamic heating simulation

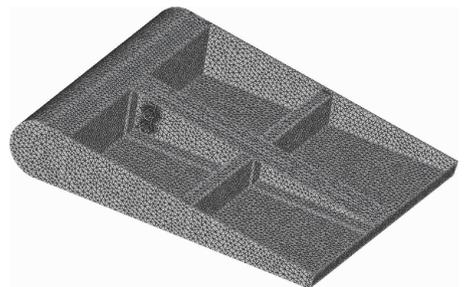


图3 结构温度场计算网格

Fig. 3 Mesh for temperature simulation

1.2 热传导方程的有限元离散

三维非定常热传导方程可写为如下形式:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = S + \nabla \cdot (\kappa \nabla T) \quad (1)$$

式中: ρ 为密度, c 为热容, κ 为热传导系数, T 为温度, S 为热源。

对每个单元的热传导方程进行有限元离散, 得到 Galerkin 弱格式为:

$$\begin{aligned} \iiint_{\Omega} \rho c_p N^T \dot{T} N d\Omega - \iiint_{\Omega} S d\Omega + \\ \iint_{\Gamma} \kappa \mathbf{B}^T \mathbf{T} \mathbf{B} d\Omega - \oint_{\Gamma} (\mathbf{q} \cdot \mathbf{n}) N_j d\Gamma = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

式中: j 为单元编号,

$$\begin{cases} \mathbf{N} = [N_1 & N_2 & \cdots & N_n]^T \\ \mathbf{T} = [T_1 & T_2 & \cdots & T_n]^T \\ \mathbf{T} = \mathbf{N}^T \mathbf{T} \end{cases} \quad (3)$$

$$\nabla T = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \cdots & \frac{\partial N_n}{\partial x} \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_2}{\partial y} & \cdots & \frac{\partial N_n}{\partial y} \\ \frac{\partial N_1}{\partial z} & \frac{\partial N_2}{\partial z} & \cdots & \frac{\partial N_n}{\partial z} \end{bmatrix} \mathbf{T} = \mathbf{B}^T \mathbf{T} \quad (4)$$

1.3 表面换热的蒙特卡罗方法

蒙特卡罗方法 (Monte Carlo method, MCM) 是一种概率模拟方法^[8], 其求解热辐射传输问题的基本思想为将辐射传输过程分解为发射、透射、反射、吸收及散射等一系列独立的子过程, 并将子过程转化为随机问题, 建立每个子过程的概率模型。令每个辐射单元发射一定数量的光束, 跟踪、统计每束光束的归宿 (被介质和界面吸收, 或从系统中透射出或逸出), 从而得到该单元辐射能量分配统计结果。

辐射传递因子 RD_{ij} 定义为在一个红外辐射传输系统中, 单元 i 的本身辐射能量经系统各单元一次或多次反射和散射后最终被单元 j 吸收的份额。对于一个由 M_s 个面元组成的空腔, 先模拟求解辐射传递因子 RD_{ij} , 然后将 RD_{ij} 带入能量方程, 则空腔任意面元 i 的辐射热流为

$$Q_i = \sum_{k=1}^{M_s} \varepsilon_k S_k \sigma T_k^4 RD_{ki} - \varepsilon_i S_i \sigma T_i^4 \quad (5)$$

本文在求解辐射传递因子的过程中采用灰体表面假设。

1.4 耦合方法

考虑到求解结构温度场对于网格的要求相对于气动热计算要宽松很多, 使用同一套网格无疑会增加计算耗时。所以本文采用两套网格计算, 较精密的混合网格用于气动热计算, 较粗的非结构网格用于结构温度场计算。

数值气动热程序计算结果为结构部件外表面沿弹道的冷壁热流, 采用如下形式的冷壁修正换算成净流入热流:

$$Q_h = \frac{h_s - h_w}{h_s - h_{w0}} Q_c - \varepsilon \sigma T_w^4 \quad (6)$$

式中: Q_h 为净流入热流, h_s 为外流焓值, h_w 为壁面焓值, h_{w0} 为冷壁焓值, Q_c 为冷壁热流, ε 为表面发射率, T_w 为壁面温度。

采用反距离加权插值方法 (式(7) ~ 式(8)), 将由较精细网格计算得到的热环境数据插值映射到结构部件外表面。

$$\hat{Q}(x, y) = \sum_{i=1}^n \lambda_i Q(x_i, y_i) \quad (7)$$

$$\lambda_i = \frac{\frac{1}{d_i}}{\sum_{i=1}^n \frac{1}{d_i}} \quad (8)$$

式中: $Q(x_i, y_i)$ 和 $\hat{Q}(x, y)$ 分别为离散点和插值点的目标值, d_i 为离散点 i 与插值点的距离。

采用蒙特卡罗方法模拟求解辐射传递因子 RD_{ij} 。空腔内任意面元 i 的辐射热流可用式(5)表示。

有限元求解热传导方程时变量 T 为高斯积分点上的变量, 为耦合内部空腔辐射热流与热传导方程的有限元求解器, 需要将式(5)改写为高斯积分点上的热流方程, 即

$$Q_{iqp} = \sum_{k=1}^{M_s} \varepsilon_k S_k \sigma T_k^4 RD_{ki} - \varepsilon_{iqp} S_{iqp} \sigma T_{iqp}^4 \quad (9)$$

$$T_k^4 = \frac{1}{S_k} \sum_{kqp=1}^{nqp} S_{kqp} T_{kqp}^4 \quad (10)$$

式中: ε_{iqp} 、 S_{iqp} 和 T_{iqp} 分别为面元 i 高斯积分点 iqp 上的发射率、控制面积和温度, S_{kqp} 和 T_{kqp} 分别为面元 k 的高斯积分点 kqp 上的控制面积和温度。

$$Q_{iqp} = -\kappa_{iqp} \mathbf{n} \cdot \nabla T|_{iqp} \quad (11)$$

式(11)即为辐射/导热耦合边界的表达式, 是壁面处的能量守恒方程, 表示通过辐射作用到达壁

面的净热流等于同一位置进入固体的净热流,该式将空腔辐射与热传导方程耦合在一起。式(11)中各项都为壁面温度的函数,与热传导方程耦合进行求解。

有限元求解器时间方向采用 Newton-GMRES 隐式迭代推进求解。

1.5 校验算例

为了校验本文所建耦合求解方法的有效性,选取了图4所示的蜂窝结构进行热响应计算,并与文献[9-11]进行对比。图4中量纲为 mm。

蜂窝蒙皮为 PM1000,夹心为 PM2000,材料物性如表1所示。PM1000 的表面发射率为 0.80,PM2000 的表面发射率为 0.55。初始温度为 273.15 K,环境温度为 273.15 K,上蒙皮外加 70 kW/m^2 热流,其余面绝热。

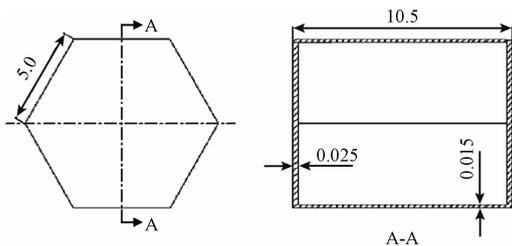


图4 蜂窝单元示意图

Fig. 4 Cell of honeycomb

表1 蜂窝材料物性

Table 1 Material properties of honeycomb

材料	温度 /K	密度/ ($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	比热/($\text{J} \cdot$ ($\text{kg} \cdot \text{K}^{-1}$))	导热率/($\text{W} \cdot$ ($\text{m} \cdot \text{K}^{-1}$))
PM1000	293	8240	440	12.0
	373	8240	471	14.0
	573	8240	547	19.1
	973	8240	699	29.3
	1373	8240	852	39.5
PM2000	293	7180	480	6.30
	373	7161	502	7.60
	573	7109	557	9.70
	973	6897	668	12.9
	1373	6830	779	15.6

文献[9-11]中的计算结果和本文发展程序的计算结果的对比如图5所示。文献[10-11]对比了六棱柱模型、耦合传热模型、文献[9]中详细模型、Swann-Pittman 公式、交替法的计算结果。结果表明,

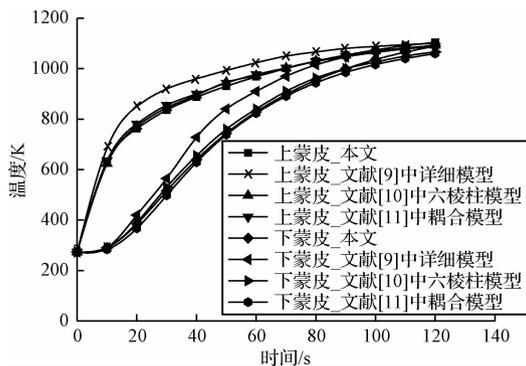


图5 上、下蒙皮温度随时间变化

Fig. 5 Temperature of upper and lower skin changing with time

后三种方法符合较好,六棱柱模型和耦合传热模型结果偏低。由于 Swann-Pittman 公式在上、下表面温差较大时结果偏高^[12],因此文献[10]和文献[11]中方法的结果更加可靠。从图5可以看出,本文计算结果与文献[10]的六棱柱模型和文献[11]耦合传热模型符合较好,具有较高的精度。

2 结果与讨论

利用作者课题组自主研发的气动热计算软件计算得到了带空腔结构部件表面沿弹道气动加热热流^[7],并耦合内部空腔辐射和结构热传导求解结构温度场,获得了给定飞行弹道条件下考虑内部辐射和不考虑内部辐射两种情况的该结构部件结构热响应特性。典型热流分布如图6所示,由图6可知,结构部件迎风面根部以及两侧受到的气动加热较为严重,背风面受气动加热微弱。结构部件材料密度和表面发射率不随温度变化,分别为 2000 kg/m^3 和 0.85,比热和导热率随温度的变化如表2所示。

表2 结构部件物性

Table 2 Material properties of structural component

温度/K	比热/($\text{J} \cdot$ ($\text{kg} \cdot \text{K}^{-1}$))	导热率/($\text{W} \cdot$ ($\text{m} \cdot \text{K}^{-1}$))
273.15	1170.0	5.5600
373.15	1200.0	5.5600
573.15	1245.0	5.4500
773.15	1320.0	5.3250
973.15	1400.0	5.2100
1173.15	1480.0	5.0900
1373.15	1560.0	4.9800
1573.15	1660.0	4.9500
1773.15	1770.0	4.8300
2000.00	1900.0	4.7200

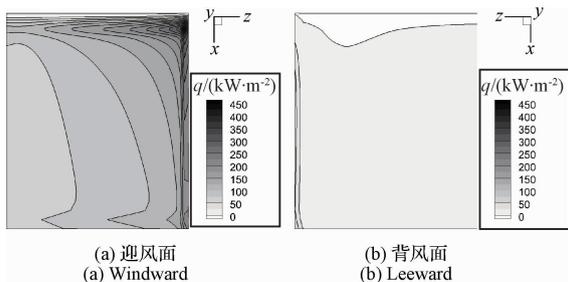


图 6 450 s 时气动加热热流分布

Fig. 6 Aerodynamic heating at 450 s

2.1 不考虑内部空腔辐射条件下的热响应特性

图 7 表示给定飞行弹道条件下不考虑内部辐射影响时该结构部件的温度分布随时间的变化特性。从图 7 可以看出,不考虑内部辐射影响的情况下,该结构部件迎风面温度整体随时间先上升后下降,背风面温度随时间逐渐上升,后期变化不大。该结构部件对称面附近受气动加热影响较小,温度较低,迎风面根部以及两侧受到气动加热较为严重,温度明显高于其它部位,局部最高温度达到 1757 K,其中部件局部温度达到 1700 K 以上的时长达 100 s 左右,极易对结构造成破坏。迎风面没有骨架支撑的位置,蒙皮内表面为绝热边界,温度上升较快;而有骨架支撑的位置,由于支撑骨架的导热和热沉作用,蒙皮温度上升较慢;导致没有骨架支撑部位的蒙皮温度较高。背风面有骨架支撑的位置由于支撑骨架的导热作用,蒙皮温度明显上升;而没有骨架支撑的部位,蒙皮温度没有明显变化;从而导致有骨架支撑部位的蒙皮温度明显高于没有骨架支撑的部位,整个背风面温度分布不均匀。

2.2 考虑内部空腔辐射条件下的热响应特性

图 8 给出了给定飞行弹道条件下考虑内部辐射影响时该结构部件温度分布随时间的变化特性。从图 8 可以看出,在考虑内部辐射影响的情况下,给定飞行弹道条件下该结构部件迎风面温度整体随时间先上升后下降,背风面温度随时间逐渐上升,后期略有下降,与不考虑内部辐射时热响应特性大致相同;但背风面热响应特性与不考虑内部辐射时有显著区别,考虑内部辐射时背风面温度差异较小,分布明显趋于平均。气动加热前期该结构部件对称面附近受气动加热影响较小,温度较低,迎风面根部以及两侧受到气动加热较为严重,温度明显高于其它部位,局部最高温度达到 1611 K,但后期由于内部辐射传热作用,结构整体温度趋于平均。气动加热前期迎风

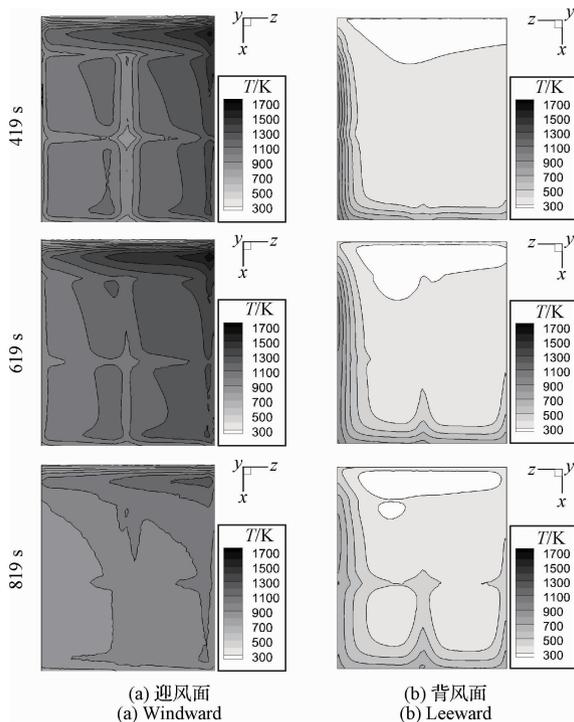


图 7 给定飞行弹道下不考虑内部辐射时温度分布云图

Fig. 7 Temperature distribution without inner radiation along given trajectory

面没有骨架支撑的位置结构薄,热沉小,温度上升较快;而有骨架支撑的位置,由于支撑骨架的导热和热沉作用,蒙皮温度上升较慢;导致没有骨架支撑部位的蒙皮温度较高。背风面没有骨架支撑的位置由于内部辐射的作用,蒙皮温度明显上升;而有骨架支撑的部位,热沉较大,蒙皮温度上升较慢;从而导致没有骨架支撑部位的蒙皮温度高于有骨架支撑的部位,整个背风面温度分布略有不均。后期由于辐射和热传导的综合作用,迎风面和背风面温度分布趋于平均。

2.3 内部空腔辐射对结构特征点温度的影响

由第 2.1 节和第 2.2 节的分析可知,结构部件内部辐射对结构热响应特性有很大的影响。考虑到在靠近该结构部件根部外侧的空腔受气动加热的影响较大,因此在此空腔迎风面和背风面相对位置各选取一个特征点,位置如图 9 中圆点所示。

飞行弹道条件下结构部件迎风面和背风面特征点温度以及迎风面特征点冷壁热流随时间变化的曲线如图 10 所示。从图 10 可以看出,不考虑内部辐射时特征点迎风面和背风面的最大温差为 894 K 左右,考虑内部辐射时迎风面和背风面的最大温差为 608 K 左右;不考虑内部辐射时迎风面和背风面的

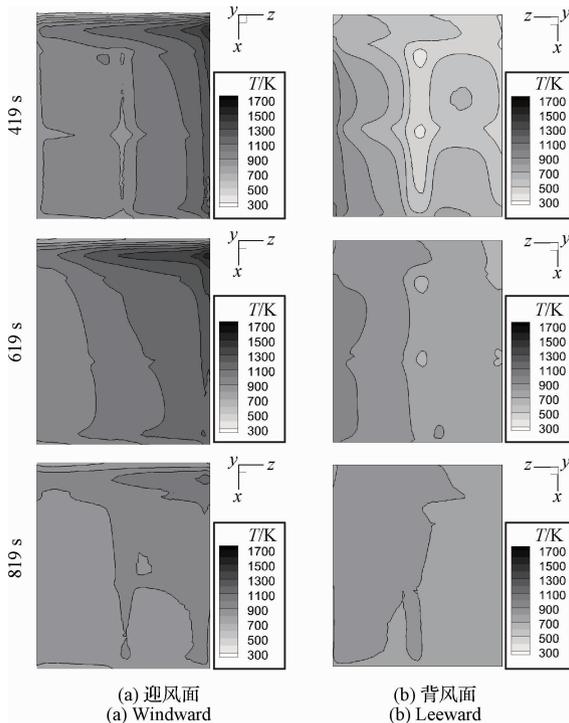


图8 给定飞行弹道下考虑内部辐射时温度分布云图

Fig. 8 Temperature distribution with inner radiation along given trajectory

温差明显大于考虑内部辐射时的温差,这一点与第2.1~2.2节的分析相吻合。在气动加热初期,不考虑内部辐射和考虑内部辐射两种情况下,特征点温度无明显差异,这是由于在初期气动加热较小,内部空腔升温较小,内部辐射的作用还不明显。随着加热时间的延长,空腔内部温度明显升高,辐射的作用开始显现,高温的迎风面通过辐射作用将大量热量传递到背风面,导致考虑内部辐射情况下迎风面温度较不考虑内部辐射情况下低140 K左右,而背风面温度与不考虑内部辐射情况下温差逐渐增大,最大在430 K左右。在加热后期,不考虑内部辐射和考虑内部辐射两种情况下,迎风面温度明显下降,考虑内部辐射时最后的迎风面和背风面温度已相当接近,背风面温度也明显下降,不考虑内部辐射时背风面温度略有下降。这是由于该结构部件在给定弹道后期受气动加热相对较弱,外表面的辐射散热成为主导,因此温度下降较快,考虑内部辐射时空腔内辐射传热强度较大,温度趋于一致。

2.4 内部空腔辐射对结构温度梯度的影响

选取419 s时刻状态进行分析,如图11所示。由图11可知,温度梯度大的位置主要出现在该结构部件骨架的拐角处,不考虑内部辐射和考虑内部辐

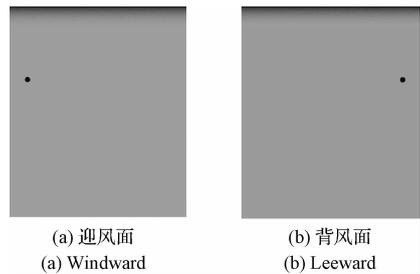


图9 选取特征点示意图

Fig. 9 Diagram of selected points

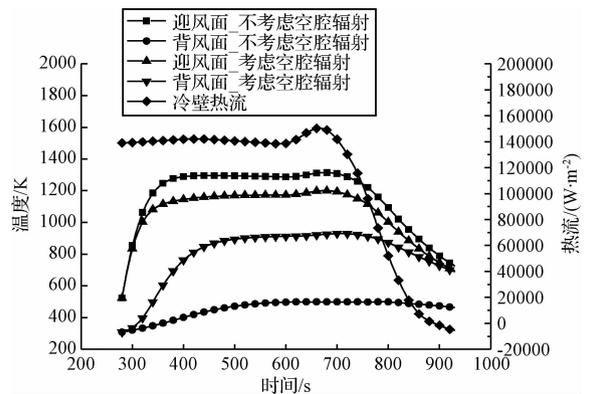
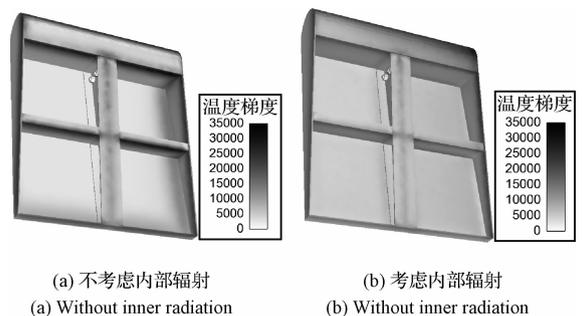


图10 给定飞行弹道下特征点温度随时间变化曲线

Fig. 10 Temperature changes with time at selected point along given trajectory

射两种情况下温度梯度分布规律基本一致,但考虑内部辐射时的温度梯度明显小于不考虑内部辐射时,且分布较为均匀。



(a) 不考虑内部辐射 (a) Without inner radiation (b) 考虑内部辐射 (b) With inner radiation

图11 给定飞行弹道下419 s时温度梯度分布云图

Fig. 11 Temperature gradient distribution at 419 s along given trajectory

选取骨架上一特征点进行分析,得到了特征点温度梯度随时间的变化曲线,如图12所示。从图12可以看出,在加热初期,两种情况下特征点温度梯度基本相同,随着气动加热时间延长,不考虑内部辐射时的特征点的温度梯度明显大于考虑内部辐射时,这是因为内部的辐射传热使整个结构的温度趋

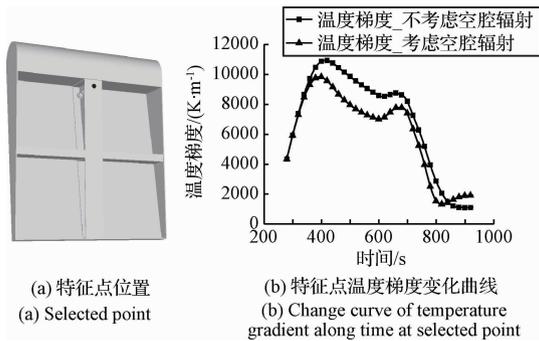


图 12 选取特征点及其温度梯度变化曲线

Fig. 12 Selected point and change curve of temperature gradient at selected point

于平均,这一点在第 2.1~2.2 节的分析中也可以看到。在加热后期,考虑内部辐射时的特征点的温度梯度略大于不考虑内部辐射时,原因可能是后期外热流已十分微弱,考虑内部辐射时通过该点的热流较大,从而有较大的温度梯度。

3 结论

根据本文的计算结果和分析,可以得到以下几点具有参考意义的结论:

1) 通过与文献计算结果的对比,表明本文发展的数值方法具有较高的精度和较好的工程适用性。

2) 是否考虑内部辐射对空腔结构热响应特性具有较大影响,两种情况下相同位置相同状态下的温度差异可达 400 K 以上。考虑内部辐射时局部最高温度明显较低,温度分布趋于平均,温度梯度较小。因此,如需使结构有较低且相对均匀的温度分布,可以增大内部空腔表面发射率和吸收率以加强辐射效应。

3) 鉴于是否考虑内部辐射时空腔结构热响应特性的差异,本文认为在进行带空腔结构的热响应特性计算分析时应根据具体情况考虑内部辐射的影响以提高预测精度。

参 考 文 献

[1] 谈和平,夏新林,刘林华,等. 红外辐射特性与传输的数值计算——计算热辐射学[M]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2006.

[2] 刘晔,黄勇. 红外窗口辐射导热耦合换热研究[J]. 工程热物理学报,2012,33(12):2190-2193. [Liu Ye, Huang Yong. Simultaneous radiation and conduction heat transfer in an infrared window [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(12): 2190-2193.]

[3] 魏东,杜雁霞,石友安,等. 非均匀气动加热下隔热层结构的优化设计[J]. 宇航学报,2015,36(10):1108-1113.

[Wei Dong, Du Yan-xia, Shi You-an, et al. Optimization design of heat insulation layer with non-uniform heat flow loads [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(10): 1108-1113.]

[4] 王一凡,谷良贤,龚春林. 考虑温度大范围变化的瞬态热固耦合方法研究[J]. 宇航学报,2015,36(1):117-124. [Wang Yi-fan, Gu Liang-xian, Gong Chun-lin. Thermo-mechanical coupled transient response approach considering wide change in temperature [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(1): 117-124.]

[5] 杨肖峰,唐伟,桂业伟,等. 探路者号火星探测器气动热和传热耦合分析[J]. 工程热物理学报,2014,35(12):2461-2465. [Yang Xiao-feng, Tang Wei, Gui Ye-wei, et al. Coupled computation of aeroheating and heat transfer for Mars pathfinder entry vehicle [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2014, 35(12): 2461-2465.]

[6] 彭灿,徐向华,梁新刚. 航天器多层隔热材料边缘漏热分析与设计[J]. 宇航学报,2015,36(8):974-980. [Peng Can, Xu Xiang-hua, Liang Xin-gang. Optimization on heat load arrangement for active thermal control system of manned spacecraft [J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(8): 974-980.]

[7] 张昊元,宗文刚,桂业伟. 高超声速飞行器前缘缝隙流动数值模拟研究[J]. 宇航学报,2014,35(8):893-900. [Zhang Hao-yuan, Zong Wen-gang, Gui Ye-wei. Numerical investigation of flow in leading-edge gap of hypersonic vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(8): 893-900.]

[8] Adam J A. Development and verification of the charring ablating thermal protection implicit system solver [R]. AIAA 2011-144, 2011.

[9] Fatemi J, Lemmen M H. Effective thermal/mechanical properties of honeycomb core panels for hot structure applications [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009,46(3):514-525.

[10] 贺立新,曾磊,桂业伟,等. 三维蜂窝胞核结构热辐射/热传导耦合传热分析[J]. 气体物理,2012,7(3):18-19. [He Li-xin, Zeng Lei, Gui Ye-wei, et al. Thermal transfer analysis of honeycomb core with thermal conduction and radiation [J]. Physics of Gases, 2012, 7(3): 18-19.]

[11] 王浩. 气动加热条件下金属蜂窝结构传热特性研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014. [Wang Hao. Study on thermal properties of metallic honeycomb constructure on aerodynamic heating condition [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.]

[12] 李东辉,夏新林,孙凤贤. 气动加热下金属蜂窝板热响应特性数值模拟[J]. 宇航学报,2008,29(6):2019-2022. [Li Dong-hui, Xia Xin-lin, Sun Feng-xian. Numerical method for thermal response characteristics of metallic honeycomb sandwich panels under aerodynamic heating [J]. Journal of Astronautics, 2008, 29(6): 2019-2022.]

作者简介:

朱言旦(1991-),男,硕士生,主要从事气动热与热防护方面的研究。

通信地址:四川省绵阳市二环路南段6号13信箱09分信箱(621000)

电话:(0816)2463319

E-mail:zhupai@mail.ustc.edu.cn

(编辑:牛苗苗)