

防隔热一体化结构计算模拟研究

陈海坤 姜召阳 房景臣 胡子君 孙陈诚
(航天材料及工艺研究所先进功能复合材料技术国防科技重点实验室,北京 100076)

文 摘 以相关地面模拟飞行考核试验条件为依据,对通用再入飞行器长时间大面积防隔热连接结构进行了三维模拟仿真,给出了计算的温升数据曲线,与试验结果吻合较好,对同类防隔热结构的设计和工艺的优化具有一定的理论指导意义。

关键词 防隔热,一体化,结构,计算,模拟

Numerical Study of Integrated Thermal Protection/Insulation Structure

Chen Haikun Jiang Zhaoyang Fang Jingchen Hu Zijun Sun Chencheng
(National Key Laboratory of Advanced Functional Composite Materials Technology,
Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract According to the correlative flight simulation test condition, 3D computer simulation calculation was completed for an integrated structure of thermal protection/insulation of common reentry vehicle and temperature rise values were obtained. The temperature rise value of computer simulation accorded well with the test result. This work can instruct the design and technics optimization for the same structure of thermal protection/insulation.

Key words Thermal protection/insulation, Integrated, Structure, Calculation, Simulation

1 前言

航天飞行器的飞行过程通常要经历4个阶段,即地面段、上升段、轨道段和返回段。可重复使用的航天飞行器需要多次反复出入地球大气层,在其上升、入轨和返回的飞行过程中要经受严重的热、振动、噪声和冲击等复杂环境的影响,其中最苛刻的飞行条件是从轨道上以高超声速再入大气层时强烈的气动加热^[1],为保证航天器在轨运行期间,舱内航天员、仪器设备与结构部件都能在安全的温度范围内工作,需要采用防隔热系统对机体结构加以保护,防止因高温而被烧毁。因而,防隔热系统是飞行器设计中的一个关键问题。

对于通用再入飞行器的防隔热系统,要求其机身防隔热结构和材料在1 000 ~ 1 500℃长时间大面积防隔热^[2],这不只是对单纯材料的隔热性能要求高,对防/隔热一体化结构设计、热密封技术和连接工艺技术也提出了较高的要求。本文以通用飞行器再入时的气动条件为基础,实际的地面模拟飞行考核实验为依据,对所设计的防隔热一体化连接结构进行三维

模拟仿真,以验证连接结构设计方案的合理性和结构内部的温度分布情况,并根据计算结果进一步指导和优化设计方案。

2 计算模型

对大面积防隔热结构所关心的重点是沿厚度方向温度梯度的变化情况和连接件周围温度的分布情况,所以模型的建立既要考虑厚度方向的一维传热,也要考虑连接件的局部三维传热^[3],计算模型按照实际的试验件尺寸建立,即为200 mm × 200 mm的三层面板结构。为简化计算,计算模型设计为如图1所示的三维立体模型。

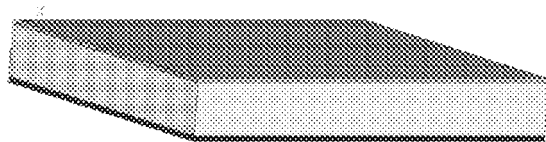


图1 计算模型示意图

Fig. 1 Sketch of calculation model

根据实际的试验件结构,计算模型分三层,表面

收稿日期:2008-09-20

作者简介:陈海坤,1977年出生,硕士,主要从事材料工艺及计算研究

是3 mm厚的C/C面板加热面,中间是27 mm厚的隔热材料层,背面是2 mm厚的铝合金面板层,总厚度为32 mm。在样件模型上对称布置4个连接点,其位置示意图如图2所示。

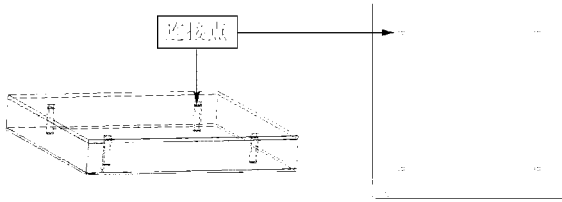


图2 试样模型连接点位置示意图

Fig. 2 Joint position sketch of model

选用大型商用有限元分析软件 ANSYS 作为计算工具^[4]。初步的分析和预计算结果显示,选择计算网格单元为20节点的六面体单元,尺寸为5 mm×5 mm 较为适宜,共划分网格47 469个,节点66 284个,其中每个连接件的网格节点数为6 594个,如图3所示。

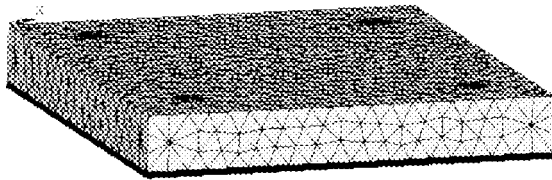


图3 计算网格划分模型示意图

Fig. 3 Sketch of calculation gridding partition model

3 材料模型

材料模型主要描述材料在各种外载荷作用下内部参量随时间的变化关系,选用正确的数学模型是进行准确数值模拟的前提。对热分析而言,导热微分方程揭示了导热区域内温度空间分布的不均匀性与其随时间变化的非稳态性之间的内在联系,在一定的单值条件下,通过导热方程可以确定传热区域内温度分布的具体情况^[5]。

导热微分方程为:

$$\rho c \frac{\partial t}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x}(\lambda \frac{\partial t}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(\lambda \frac{\partial t}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z}(\lambda \frac{\partial t}{\partial z}) + q_v$$

式中, ρ 为材料密度, c 为比热容, λ 为热导率, q_v 为内热源强度。材料的物理性质不随时间变化时,导热方程则为:

$$\frac{\partial t}{\partial \tau} = a \left(\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial z^2} \right) + \frac{q_v}{\rho c}$$

式中, $a = \frac{\lambda}{\rho c}$ 称为材料的热扩散系数。

4 定解条件

加热面的载荷温升情况根据实际试验结果进行简化,温度加载曲线见图4,初始温度为25℃,材料性
宇航材料工艺 2009年 第1期

能见表1。考察试样中心点和连接点两处的温升情况,计算总时间为2 000 s。以材料的基本性能和加热参数作为输入条件,以背面温度作为目标参数。

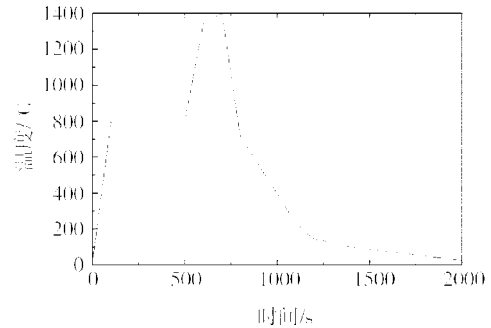


图4 正面加载温度曲线

Fig. 4 Temperature load curve of face side

表1 材料基本物理参数^[6]

Tab. 1 Computation parameters

试样	密度 /kg·m ⁻³	热导率 /W(m·K) ⁻¹	比热容 /J(kg·K) ⁻¹
连接件	1750	0.8	1000
隔热材料	320	0.033	1100
C/C 面板	1600	8	1500
铝合金	2660	200	890

5 计算结果

图5为采用表1中所给的连接件及隔热材料参数计算所得的结果。结果显示,两条曲线基本重合,说明连接点处未出现热短路现象。在2 000 s时背面的温度约为103℃,这与实验值基本吻合。图6为该试验件在近似再入飞行条件下试验得到的背面温升曲线。

传热计算和实验研究分别给出了防隔热结构组件的背面温升曲线,从曲线图可以看出,所设计的连接结构未出现热短路现象,计算的结果与实验吻合较好,这两种研究方式共同验证了该连接结构的合理性和可靠性。而背面温升主要由隔热材料的性能决定,在2 000 s时背面的温度仅为103℃,这说明所选用的隔热材料具有较好的隔热性能。

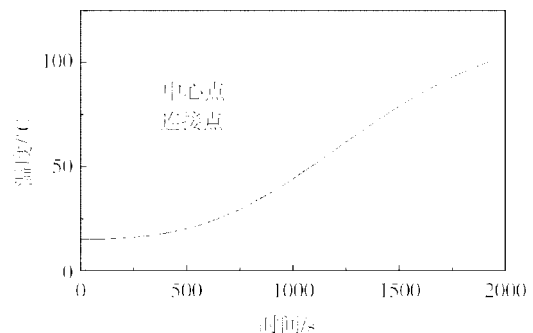


图5 背温计算结果

Fig. 5 Calculation results of temperature on backside

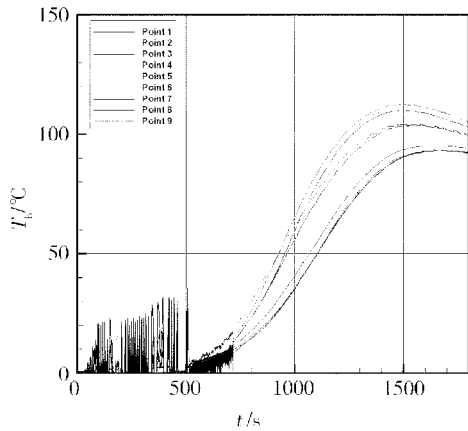


图6 背温试验结果

Fig. 6 Actual test results of temperature rise on backside

虽然计算和试验结果的升温趋势基本相同,升温曲线和峰值基本吻合,都是在500 s左右开始出现明显的升温趋势,但是计算得到的升温曲线比试验的曲线斜率要小,而且峰值出现的时刻也不同,计算值比试验值略滞后。分析认为其原因主要有以下几点:

(1) 计算中所加的载荷是经过热流等参数反推的升温曲线,而试验中是先通过石英灯辐射加热一定时间后再通过热流变化加热的,热载荷方式的转换会给最后的计算结果带来一些误差;

(2) 试验很难达到理想的真空状态,不可避免地会有热量损失,而计算中的环境都是绝对理想状态的;

(3) 计算中模型周围的环境是绝热的,而实际上不可能给出理想的绝热环境。

6 结论

根据防隔热结构的背面温升试验结果,经过分析和传热计算,给出了不同温度下防隔热结构组件的背面温升曲线。通过分析比较可知,所设计的连接结构未出现热短路现象,计算的结果与实验吻合较好,共同验证了这种连接结构是合理的。而背面温升主要由隔热材料的性能决定,同时也说明所选用的隔热材料能够满足隔热性能的要求。这些计算结果为防热结构设计和优化提供了重要的参考数据,具有一定的理论指导意义。

参考文献

- 1 范绪箕. 气动加热与热防护系统. 北京: 科学出版社, 2004: 73 ~ 76
- 2 Glass D E, Merski N R, Glass C E. Airframe research and technology for hypersonic airbreathing vehicles. AIAA, 2002: 5 137
- 3 张方瑞. ANSYS 8.0 应用基础与实例教程. 北京: 电子工业出版社, 2006: 63 ~ 76
- 4 张朝晖. ANSYS 8.0 热分析教程与实例解析. 北京: 中国铁道出版社, 2005
- 5 埃克特 E R G, 德雷克 R M. 传热与传质分析. 北京: 科学出版社, 1983: 9 ~ 20
- 6 孙陈诚. 改性陶瓷瓦隔热材料制备和性能研究. 见: 第十四届全国复合材料学术会议. 2006

(编辑 李洪泉)

(上接第13页)

6 张爽, 王栋, 郦正能等. 复合材料层合板机械连接结构累积损伤模型和积压性能试验研究. 复合材料学报, 2006; 23(2): 163 ~ 168

7 Goyal V K, Jaunky N R, Johnson E R et al. Intralaminar and interlaminar progressive failure analyses of composite panels with circular cutouts. Composite Structures, 2004; 64: 91 ~ 105

8 Yang J, Fu Y, Wang X. Variational analysis of delamination growth for composite laminated cylindrical shells under circumferential concentrated load. Composite Science and Technology, 2007; 67: 541 ~ 550

9 Turon A, Davila C G, Camanho P P et al. An engineering solution for mesh size effects in the simulation of delamination using cohesive zone models. Engineering Fracture Mechanics, 2007; 74: 1 665 ~ 1 682

10 吕恩琳. 复合材料力学. 重庆: 重庆大学出版社, 1992

11 Azam T, Tobias O. Global buckling behaviour and local damage propagation in composite plates with embedded delaminations. International Journal of Pressure Vessels and Piping, 2003; 80: 9 ~ 20

(编辑 李洪泉)