

文章编号: 1000-8055(2008)11-1961-05

超燃冲压发动机进气道表面热结构设计与分析

魏 鑫, 孙 冰, 郑力铭, 张 杰
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 基于超燃冲压发动机进气道表面的热环境, 考虑采用结构防热来实现进气道表面的有效热防护. 对进气道表面进行了隔热网结构和瓦楞结构两种方案的热结构设计, 并分别对两种方案设计的热防护效果进行了仿真计算. 结果表明, 在设计工作时间内两种热结构设计都满足工作在材料许用温度范围内的要求, 可以实现有效热防护. 并在计算结果基础上, 对两种方案结构进行了分析比较, 指出了瓦楞结构的防热效果更佳.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 进气道; 热结构; 隔热网结构; 瓦楞结构

中图分类号: V235. 21

文献标识码: A

Design and analysis of thermal structure of inlet of scramjet

WEI Xin, SUN Bing, ZHENG Li-ming, ZHANG Jie

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on the thermal environment of the inlet surface of the scramjet, the structure thermal protection was proposed to provide efficient protection for the inlet surface. Two thermal structure schemes for the inlet surface were designed, including net structure and corrugated sheet structure. And the thermal protection effect of two schemes was simulated. The results indicate that, two thermal structures could achieve efficient thermal protection within the permissible temperature range. Based on comparative analysis, it shows that the corrugated sheet structure has better thermal protection effect.

Key words: scramjet; inlet; thermal structure; net structure; corrugated sheet structure

热防护是超燃冲压发动机研究中非常关键的一环, 而进气道的热防护则是整体热防护中重要的一部分. 基于不同位置的热环境条件采用不同热防护方式的思想, 对于超燃冲压发动机进气道部分, 由于还没有燃料喷入燃烧, 进气道内壁面的热环境并不是很恶劣, 考虑采用不消耗冷却剂的结构防热防护方式.

基于一体化设计, 超燃冲压发动机的进气道

也是飞行器表面的一部分, 因而这一部分可以借鉴美国航天飞机和 X-33 机身防热结构.

目前美国正在使用的航天飞机热防护方式, 它主要采用的是外衬陶瓷防热瓦和金属防热瓦. 出于成本的考虑, 根据不同部位热载荷的不同选择不同的热防护方式. 第一代航天飞机的防热材料在鼻锥和机翼前缘等最高温度区域采用了增强碳/碳结构(RCC)或后来的高级碳/碳结构

收稿日期: 2007-11-05; 修订日期: 2008-04-17

作者简介: 魏鑫(1981-), 男, 四川宜宾人, 博士生, 课题方向为冲压和火箭发动机热防护研究, 以及火箭动力学研究.

(ACC). 机体下表面等较高温区域采用氧化硅型陶瓷防热瓦. 后来航天飞机在材料上进行了相应的改进, 鼻锥和机翼前缘等最高温度区域采用了镍基合金热管辅助难熔金属或 ACC 面板. 机体下表面等较高温区域改用了弥散强化镍基合金夹层和高温合金波纹板, 而机体上表面等较低的温度区域采用的是钛合金多层壁板. 另外 NASA LaRC 研究的金属 TPS 采用预封装蜂窝夹芯结构, 热层和承力结构一体化, 都由金属蜂窝夹芯结构承担, 隔热层由填在金属盒中的轻质绝热纤维承担^[1-3]. X-33 就应用了金属热防护平板, 文献[4]对此结构进行了模拟马赫数为 7 工况下的热测试.

尽管国内外已有多种成功的技术方案可供参考^[5-7], 但考虑不同的工作具体情况, 各技术方案并不具有普适性. 参考结构散热方案^[8-9], 考虑对外辐射和内部热容吸热. 本文基于此种思想, 以及借鉴国外设计, 对进气道表面的热结构提出了两种设计方案, 并进行分析. 方案一为隔热网结构, 方案二为瓦楞结构.

1 隔热网结构方案

1.1 防热原理

隔热网结构防热方案属于结构防热, 主要是利用外层耐高温材料承热, 外层承热使其表面达到较高的温度, 从而其表面在较高温度的情况下向外辐射散热; 结构中间的隔热网镂空结构, 利用网状结构连接内外两层, 使得与上下两层接触面积减小, 从而起到降低外层向内层的导热热量的作用; 另外热量传递过程还要经过中间热容较大的铍合金层, 这样的设计是考虑到铍合金相对其它常用金属材料能吸收更大的热量, 使得在尚未达到热平衡状态时, 对于工作时间不长的应用条件, 同样热流下的内层的温升减小. 在这些结构的共同作用下, 从而达到利用常用金属就能满足热结构要求和降低内层温度的目的. 但对于工作时间长达数小时的空天飞机, 就需要采取进一步的热防护措施.

1.2 设计建模

如图 1 所示隔热网结构设计为顶层材料选用镍基高温合金; 第二层为隔热网, 选用轻质耐火材料; 第三层为选用热容较大的铍合金, 表面有高反射率的金属膜; 第四层是与第二层相同的隔热网结构; 第五层为与第三层同样的铍合金; 实际建模

时还要考虑机身层, 其材料为不锈钢. 表面结构总体厚度为 10 mm.

对于隔热网结构设计, 根据其对称性, 以一个隔热网结构的 1/4 作为计算的实体模型.

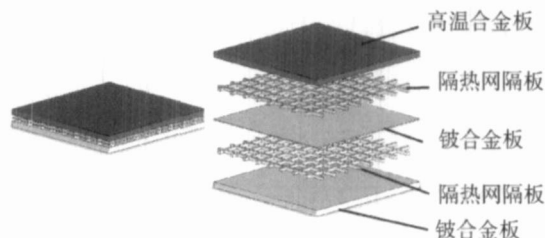


图 1 隔热网结构方案示意

Fig. 1 Net structure scheme hint

模型尺寸如图 2, 单位为 mm. 选用四面体四节点单元进行有限元网格划分, 其中隔热材料部分单元细化, 单元总数 19 095, 节点总数 3 945.

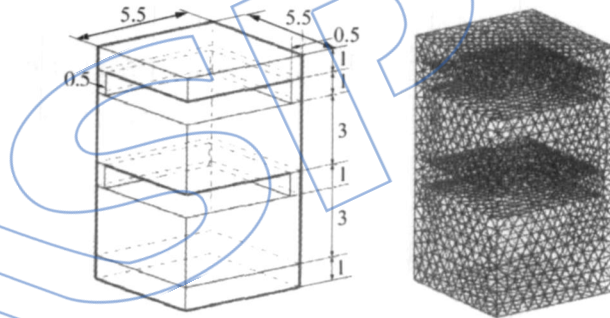


图 2 隔热网结构建模尺寸和有限元网格模型

Fig. 2 Net structure dimension and FEM grid model computational grid

1.3 计算分析

由于来流考虑马赫数为 6 的高速气流, 计算中采用高速对流换热模型. 另外在燃烧室内壁面气流恢复温度与壁面温度差很大, 换热过程中壁面附近的温度梯度大, 气体物性变化剧烈, 因此对流换热中的壁面热流采用“焓”为变量来计算.

计算中根据壁面材料的许用温度作为假定的壁面温度, 因此这里的壁面换热问题可视为在给定温度条件下的高速流动换热, 壁表面的热流关系可由下面的关系式得到

$$q_w = -k_w \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_w = \frac{k_w}{c_{pw}} \left(\frac{\partial i}{\partial y} \right)_w \quad (1)$$

进一步推导得到

$$q_w = h_i (i_w - i_r) \quad (2)$$

其中 h_i 为以焓差计算的对流换热系数, i_r 为壁面附近气流恢复焓, i_w 为壁面焓.

结合飞行器飞行工作条件, 通过 (2) 式估算得

到热流大小,从而推出仿真计算所需热环境数据.考虑成第三类边界条件,对流换热系数为 77 W/(m²·°C),换热温度为 1 269 °C

利用三维瞬态温度场有限元计算方法计算该模型,其三维瞬态温度场在直角坐标中的微分方程为

$$\rho \frac{\partial t}{\partial t} - \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_x \frac{\partial t}{\partial x} \right) - \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_y \frac{\partial t}{\partial y} \right) - \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_z \frac{\partial t}{\partial z} \right) - q_v = 0$$

选择第三类边界条件

$$-\left[\lambda_x \frac{\partial t}{\partial x} n_x + \lambda_y \frac{\partial t}{\partial y} n_y + \lambda_z \frac{\partial t}{\partial z} n_z \right] = h(t - t_f)$$

仿真计算还考虑结构外层对环境的辐射,以及内部之间的相互辐射效果.外层对环境的辐射散热量简单考虑为外层表面对主流冷空气的辐射,表示为 $q_r = \sigma (t_w + 273.15)^4 - (t_f + 273.15)^4$,其中 t_f 为主流温度,大小为 - 46.65 °C

假设初始温度为 20 °C 考虑到所研究飞行器的实际飞行工作时间,对于隔热网结构,只计算 0~900 s 的表面结构温度结果,其中 100 s,300 s,600 s,900 s,4 个时间点温度结果如图 3.

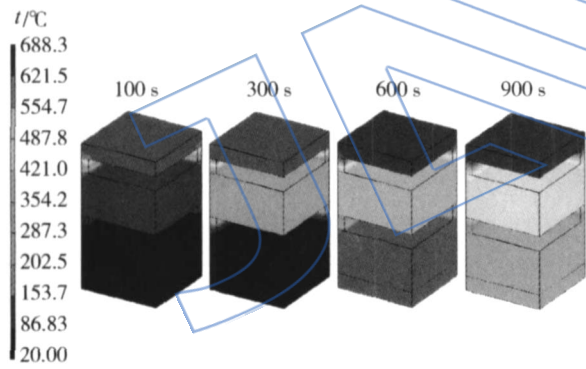


图 3 各时间点隔热网结构计算结果
Fig. 3 Results of net structure at 100 s,300 s, 600 s and 900 s

从温度分布图来看,900 s 时顶层和底层的温差很明显.每层隔热网结构上下都有明显的温差,可见此种隔热网结构设计有良好的隔热效果,有效地降低了传入底层的热量.

选取结构若干点,来观察各点温度随时间变化情况,并进行对比.

从图 4 各点温度变化曲线可以看到各层材料工作在材料许用温度范围内.结构顶面温度上升很快,但 200 s 后变化缓慢,趋于平稳.而底面层温度的温度曲线变化可以看到,底层温度的上升明显相对于顶层的温度上升的滞后,可见此种隔热

网结构设计对 900 s 工作时间内的表面防热非常有效,不仅是降低了向底层的传热,而且有对底层温升延缓的作用.点 A₄ 和点 A₅ 的温度变化曲线相近,在图中已几乎重合.

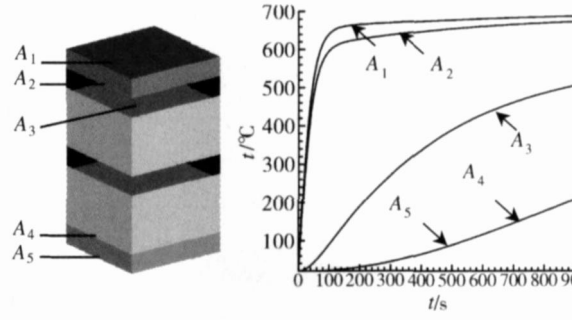


图 4 隔热网结构选取点温度变化曲线

Fig. 4 Temperature curves of some selected points of net structure

本文隔热网隔板和钎合金板组合为双层结构,即隔热网隔板和钎合金板向内还有相同的隔热网隔板和钎合金板.在隔热网隔板和钎合金板相同厚度的情况下,还可以等分成多层这样的组合.多层的这样组合设计能更有效降低底层的温度,减缓底层的温升.但这样也必然导致工艺的复杂性,并可能带来结构稳定性等问题.材料物性参数见表 1.

表 1 材料物性参数
Table 1 Material property

	钎合金	镍基合金	轻质耐火材料	不锈钢
密度/(kg/m ³)	1848	8810	800	7700
导热系数/(W/m·°C)	201	20.8	0.05	16.3
比热容/(J/kg·°C)	1825	617	800	460
最高许用温度/°C	钎铌 > 1000	970	1400	600

2 瓦楞结构方案

2.1 防热原理

瓦楞结构防热方案与隔热网结构防热方案相似,同属于结构防热.同样是利用外层承热并对外辐射散热,减小向内层的导热,以及利用大热容材料减小温升.不同之处是中间层由瓦楞结构代替

隔热网结构,这样中间各层间辐射换热代替导热占主导,利用多次层间辐射换热,减少向内的热量传递.

2.2 设计建模

如图 5 所示瓦楞结构方案设计为顶层材料选用镍基合金;第二层为瓦楞结构,选用铍合金;第三层为与第二层方向不同的瓦楞隔板;第四层为铍合金;同样实际建模时还要考虑机身层,其材料为不锈钢.表面结构总体厚度为 10.2 mm.

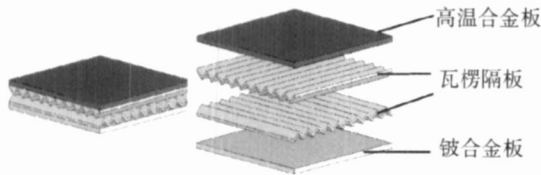


图 5 瓦楞结构方案示意
Fig. 5 Corrugated sheet structure scheme hint

模型尺寸如图 6. 根据对称性,二、三层瓦楞隔板各只取一个周期建模. 选用四面体四节点单元进行有限元网格划分,其中隔热材料部分单元细化,单元总数 10 352,节点总数 2 306.

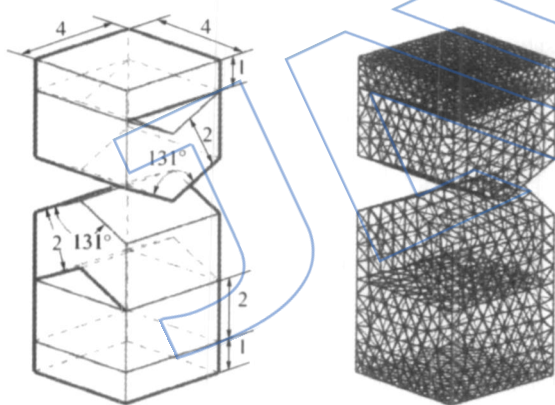


图 6 瓦楞结构建模尺寸和有限元网格模型
Fig. 6 Corrugated sheet structure dimension and FEM grid model computational grid

2.3 计算分析

对于瓦楞结构,同样计算得到 0~900 s 的表面结构温度结果,其中 100,300,600,900 s,4 个时间点温度结果如图 7. 从温度分布图来看,瓦楞结构隔热效果相对隔热网结构更佳,有效地降低了传入底层的热量.

同样也选取结构若干点,来观察各点温度随时间变化情况,并进行对比.

从图 8 曲线同样可以看到各层材料工作在材料许用温度范围内. 顶面温度上升很快,200 s 后

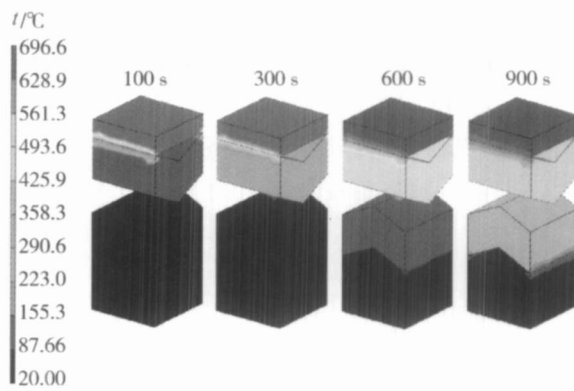


图 7 各时间点瓦楞结构计算结果
Fig. 7 Results of corrugated sheet structure at 100,300,600 and 900 s

趋于平稳. 从顶层到底层经过瓦楞结构时导热只能通过线接触和以及瓦楞隔板间的点接触,导热部分的传热量极小;另外辐射传热部分则需通过三次辐射传热才能到达底层,热量也很小. 由曲线可以看到底层温度的温度上升很小,说明瓦楞结构隔热效果极佳.

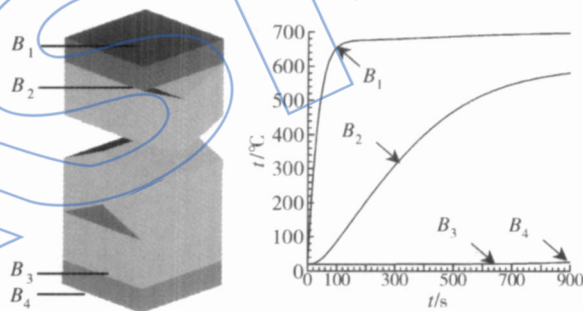


图 8 瓦楞结构选取点温度变化曲线
Fig. 8 Temperature curves of some selected points of corrugated sheet structure

顶层变化趋势与隔热网结构相同,因为结构散热途径为对外辐射和内部热容吸热,其中以对外辐射为主,辐射散热量占总散热量的 80 %~90 %. 而辐射散热量主要与环境 and 外表面情况有关. 点 B₃ 和点 B₄ 的温度变化曲线相近,在图中已几乎重合. 图 9 对隔热网结构与瓦楞结构顶层和底层相关选取点温度变化进行了对比.

由于从顶层到底层经过瓦楞隔板时,导热只能通过线接触和以及瓦楞隔板间的点接触,导热部分的传热量极小,所以瓦楞隔板采用导热小的轻质耐火材料已经意义不大,反而是瓦楞隔板部分采用热容较大的铍合金,对热结构更为有利.

另外瓦楞隔板部分角度的不同,引起的该部分铍合金的厚度不同,对底层热防护效果也有影响. 铍合金厚度越厚,越能减缓底层的升温 and 减小

上升幅度,对底层热防护效果越好。

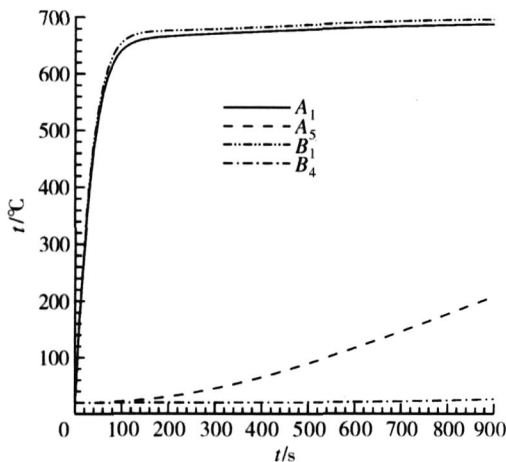


图 9 隔热网结构与瓦楞结构顶层和底层
相关选取点温度变化对比

Fig. 9 Compare between temperature curves of top and bottom of net structure and corrugated sheet structure

3 总 结

对表面隔热结构提出了隔热网结构方案和瓦楞结构方案两种热结构方案,并分别对两种方案进行了结构设计,并对设计出的结构方案进行了仿真计算.从计算结果来看,隔热网结构方案和瓦楞结构方案都得到了很好的隔热效果,两种方案都满足材料工作在许用温度范围的要求,说明了结构设计的合理性。

从两个方案的结果比较来看,虽然两者表面的温度基本相同,但对底层温度的控制瓦楞结构较好.分析可知,隔热网结构中隔热网隔板与上下两层是较小面积的导热,并且存在辐射传热.而瓦楞结构从顶层到底层经过瓦楞隔板部分时,导热只能通过线接触和以及瓦楞隔板间的点接触,导热部分的传热量极小;另外辐射传热部分则需通

过三次辐射传热才能到达底层,辐射传热量也大大减小。

对于热环境相似的,机身一体化的超燃冲压发动机的前体表面和高超飞行器机身表面,本文的热结构设计也可作为设计方案参考。

参考文献:

- [1] Tsukahara A, Yamao H, Miho K. Advanced thermal protection systems for reusable launch vehicles [R]. AIAA 2001-1909.
- [2] Blosser M L. Investigation of fundamental modeling and thermal performance issues for a metallic thermal protection system design [R]. AIAA 2002-0503.
- [3] Blosser M L, Chen R R, Schmidt I H, et al. Advanced metallic thermal protection system development [R]. AIAA 2002-0504.
- [4] Bouslog S A, Moore B, Lawson I, et al. X-33 metallic TPS tests in NASA-LaRC high temperature tunnel [R]. AIAA 99-1045.
- [5] Hamm D, Best D. Hypersonic design [R]. AIAA 92-5077.
- [6] Liu D D, Chen P C, Tang L, et al. Hypersonic aerothermodynamics/aerothermoelastics methodology for reusable launch vehicles/ TPS design and analysis [R]. AIAA 2003-897.
- [7] Beyer S, Schmidt S, Peres P, et al. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion system applications [R]. AIAA 2005-3644.
- [8] 杨炳渊. 超高速防空导弹结构防热技术 [J]. 上海航天, 2002, 4: 41-45.
YANG Bingyuan. The structure thermo-protection technology for the super-speeding air-defense missile [J]. Aerospace Shanghai, 2002, 4: 41-45. (in Chinese)
- [9] 曹义, 程海峰, 肖加余, 等. 美国金属热防护系统研究进展 [J]. 宇航材料工艺, 2003, 33(3): 9-12.
CAO Yi, CHENG Haifeng, XIAO Jiayu, et al. An introduction to American metallic TPS research work [J]. Aerospace Materials and Technology, 2003, 33(3): 9-12. (in Chinese)