陶瓷基复合材料盖板式热防护系统的设计 与分析

Design and Analysis of Ceramic Matrix Composite Shingle Thermal Protection System

任青梅 张婕/中国飞机强度研究所 全尺寸飞机结构静力/疲劳航空科技重点实验室

摘 要:陶瓷基复合材料盖板式热防护系统是一种具有防热/承载一体化功能的新型热防护结构。本文在国内外研究基础上,对盖板热防护系统进行了初步设计与分析,提出了盖板式热防护系统设计方案,进行了相关热响应分析,并在热载荷与气动压力载荷联合作用下,进行了结构应力与变形分析,对盖板热防护系统静强度性能进行了初步评估。 Abstract: Ceramic matrix composite shingle thermal protection system is a new thermal protection structure with the function incorporating insulate and carrying capacity. The preliminary design and analysis about shingle thermal protection system is done based on the oversea investigation. The shingle thermal protection system scheme is presented. Thermal response analysis of shingle thermal protection system is done. Structure stress and distortion is obtained under thermal heat flux and aerodynamical pressure simutaneously. The static performance of shingle thermal protection system is evaluated.

关键词:热防护系统;陶瓷基复合材料;热分析;结构分析

Keywords: thermal protection system, ceramic matrix composite, thermal analysis, structural analysis

0 引言

高超声速飞行器表面受严酷的气 动加热作用,在飞行器结构内部产生 高温及温度梯度,高温使结构承载性 能下降,温度梯度在结构内部产生大 的热应力及变形,对高超声速飞行器 安全性产生极大影响。外部热防护系 统是解决飞行器结构热问题的有效策 略。上世纪70年代,陶瓷隔热瓦作为 第一代外部热防护系统,对航天飞机 短时再入过程的热影响进行了有效防 护。上世纪80年代以后,随着一系列 可重复使用运载计划RLV的实施,结 构效率更高的金属热防护系统成为研 究重点,在具有防热功能的同时,具 有一定承载能力,但受金属材料耐温

性能限制,一般只能应用于机身大面 积区域。进入21世纪,吸气式高超声 速巡航飞行器成为研究重点,飞行器 结构受高热/高载联合作用问题更加 突出,对热防护系统的耐温、承载、一 体化功能提出了更高要求。同时,各 种新型耐高温结构材料和高效防热材 料的发展,为抵抗高温/高载极端条件 作用的新型热防护系统研制创造了条 件,欧洲率先提出了陶瓷基复合材料 (CMC)盖板式热防护系统概念。与传 统的陶瓷防热瓦相比,CMC盖板式热 防护系统具有抗冲击性强、易于安装 和拆卸、连接件易于监测等优点;与 金属热防护系统相比,其承载能力更 强,耐温更高、可制作大尺寸构件、维 护费用更低[1]。

近年来,国内在耐高温陶瓷复合 材料制造工艺和技术方面取得了重大 突破,研制成功耐2000K高温的复合 材料,并利用该材料成功制造了多种 大型复杂构件。这使得自主研制CMC 盖板式热防护系统成为可能。本文在 参考国外研究进展的基础上,提出了 CMC盖板热防护系统设计方案,进行 了相关热响应分析,并在热载荷与气 动压力载荷联合作用下,进行了结构 应力与变形分析,对CMC盖板热防护 系统的结构性能进行了初步评估。

1国内外研究情况

日本Hope航天飞机在较高温区

研究 Research

(1300~1600K)采用了碳/碳盖板防热 结构,该结构由表面带抗氧化涂层的 刚性ACC辐射面板,支柱和内部隔热 层组成。盖板选材之一是具有高模量 沥青基碳纤维增强的碳/碳复合材料, 具有10层以上铺层。法国Hermes航天 飞机在较高温区采用C/SiC陶瓷复合 材料盖板+多层隔热(IMI)的防热结 构,盖板尺寸300mm×300mm,不仅耐 高温而且承受气动载荷。盖板为瓦楞 夹层结构,通过支座与冷结构相连。由 于CMC优异的高温力学性能,该类热 防护系统可以做成较薄宽件,并具有 良好的隔热效果,温度由表面1600K 降至主结构500K,最高工作温度高达 1700K^[2]。2002年,法国通过Pre-X计 划,对CMC盖板式热防护系统进行了 系统性研究,进一步提高了技术成熟 度。在Pre-X验证机的鼻锥下游迎风 面,大量采用了C/SiC盖板式热防护 系统,在迎风面的高温/高载区域,C/ SiC盖板尺寸为400mm×300mm,在 较低温/载区域,C/SiC盖板尺寸达到 800mm×500mm。在C/SiC盖板式热防 护系统设计过程,对总体结构进行了 传热分析,对盖板及支架等承载构件, 进行了高温下结构响应分析及敏度分 析。为验证设计分析的合理性,不仅进 行了元件、典型构件、全尺寸结构的各 类地面试验(传热、热/力、热/振动、热 /噪声、电弧喷流等),还进行了飞行试 验,对C/SiC盖板式热防护系统的综合 性能进行了验证^[3]。

国内有关CMC盖板式热防护系 统的研究相对较少,赵玲等学者曾对 C/SiC盖板式热防护系统的优化设计 进行了理论上探索性研究,建立了典 型环境条件下热防护系统的一维传热 模型,预估了所需的热防护系统厚度 及质量,对纤维隔热结构进行了质量 优化^[4]。黄世勇等人对C/SiC刚性热防 护结构进行了热响应分析及结构响应 分析,重点说明了气动加热/温度场耦 合分析方法可以提高C/SiC刚性热防 护结构热响应预估的精度^[5]。

2 CMC盖板式热防护系统的 设计

CMC盖板式热防护系统主要由 CMC盖板、密封材料、内部隔热材料 及连接件组成。其中带防氧化涂层的 CMC面板构成飞行器气动外形,内部 隔热层为耐高温纤维隔热材料,高温 密封和连接结构用于将CMC面板与内 部冷结构连接起来。CMC盖板式热防 护系统结构元素可分为两类,即承受 机械载荷元素(如机械外壳、紧固件等) 和承受热载荷元素(如内部隔热层、隔 热毡等)。在进行设计时,可将机械功 能和防热功能分开处理,以便在各自 领域内选择最佳的材料类型。

2.1 设计要求

CMC盖板式热防护系统的面板承 受气动热和气动压力联合作用, 所受气动压力通过热防护面板与 内部冷结构的机械连接件传递给 冷结构。对CMC盖板式热防护系 统的设计要求是:

1) 在整个飞行包线内保证 内部冷结构温度不超过450K,

2) CMC面板能耐1800K高 温,并在该温度下能承受0.5MPa 的气动压力作用而不会出现破 坏,面板最大变形不超过热防护 系统总厚度的10%;

 机械连接件在整个飞行 包线内要有足够强度和刚度,满 足盖板式热防护系统结构完整性 要求;

4) 热防护系统在满足强度

及变形限制前提下,以最小质量为 原则。

2.2 概念设计

结合我国目前陶瓷复合材料加工 工艺水平,提出了CMC盖板式热防护 系统结构概念。如图3和图4所示,盖板 材料选用耐1800K高温的C/SiC复合材 料,考虑重量及抗压刚度,C/SiC面板 带有加强筋。为实现相邻面板的连接, 在面板的两侧设计了L形肋,在接近面 板的四个角处及L形肋上开孔,螺栓通 过面板孔后,在肋的部位实现与相邻 面板的连接,并通过下面的几字形支 架与冷结构相连,几字形支架底面与 冷结构也通过螺接连接在一起,几字 形支架采用高温合金材料制成,具有 一定柔性,以便协调面板与结构热膨 胀的差异。为防止外部气动加热通过 面板间缝隙侵入热防护系统内部,在 连接部位采取了热密封措施。为了保 证密封高效可靠,采取了二级密封方 法,第一级热密封是通过在面板上设 计凸缘,通过面板之间凸缘的搭接阻



图1 Pre-X 研究机的CMC盖板式热防护系统



图2 CMC盖板式热防护系统示意图





图3 单块C/SIC面板的构型



图4 CMC盖板式热防护的连接与密封

止热气流直接侵入,第二级密封是采 取密封材料进一步阻挡热气流向下传 递。为防止面板热量向支架传递,在面 板与支架之间增加了隔热垫片。在连 接件安装完成后,面板四角的孔上安 装用C/SiC材料制成的堵帽,以保证外 部面板的平整与光滑。在C/SiC面板与 冷结构之间铺设耐高温隔热材料,以 保护冷结构不超过安全使用温度。在 初步给定热防护构件尺寸后,首先将 冷结构安全使用温度450K作为约束, 经多轮热分析迭代计算,确定了热防 护系统隔热层厚度。在此基础上,根 据质量最小原则,对盖板厚度及加筋 尺寸、支架几何尺寸进行优化设计, 最终确定热防护单元的几何尺寸为 300mm×300mm×30mm,盖板厚度为 2.5mm,支架厚度为2mm。下面给出优 化尺寸下的热/结构分析结果。

3 CMC盖板式热 防护系统的热/结 构分析 3.1 热分析

由于盖板式热防 护系统外表面受均匀 气动压力和均匀热流 载荷作用,对单块面板 而言,除在四个角有 连接件导致传热稍有 变化外,其余部位热传 递只在沿厚度方向的 面内有变化,为简化 计算,将热分析分为两 类:一类是没有连接件 存在的一般部位,另一 类是连接部位,这两类 热分析均可按照二维 传热来考虑。 3.1.1 一般部位

一般部位的传热结构由C/SiC面 板、隔热材料及冷结构三部分组成,C/ SiC面板外表面受随时间变化的热流密 度q作用,热边界条件为C/SiC面板对空 间辐射,以及冷结构下表面的自然对 流换热。C/SiC面板黑度系数为0.8,自 然对流换热系数取10 W/m²k。辐射环境 温度216K,对流环境温度373K。图5(a) 所示为热分析简化物理模型,图5(b)为 施加的热流载荷曲线。利用MSC.Patran thermal 2005软件^[6],建立了热防护系统 二维有限元分析模型,计算结果如图6所 示。图6(a)为面板热面温度最高时刻温 度分布云图,此时最高温度达到1450K, 图6(b)为热防护系统不同厚度温度随时 间变化曲线,该图给出的11条曲线由上 到下对应盖板式热防护系统厚度依次 为30mm、27.5mm、24mm、21mm、18mm、 15mm, 12mm, 8mm, 5 mm, 2mm, 0mm, 由该图可以看出,沿热防护系统厚度方



(a) 一般部位物理模型

图5 一般部位传热模型及热流载荷



(a) 热面温度最高时刻温度云图图6 一般部位热分析结果







(b) 沿热防护系统厚度方向温度--时间曲线





(a) 承载结构网格



(b) 纤维密封及隔热材料网格

连接部位热分析有限元网格 图7



(a)承载结构温度云图





(a) 支架顶部温度曲线

图9 支架及冷结构温度-时间曲线



(b) 面板不同部位温度曲线



(b) 冷结构顶部温度曲线



向温度逐步降低。从单个曲线的时间 历程来看,C/SiC面板热面温度随着时 间不断升高,240s左右升至最高温度 1450K,该温度一直保持到340s,此后 热面温度逐渐下降,到980s降至840K。 冷结构温度随着时间不断升高,到 980s达到最大值411K,低于冷结构安 全使用温度450K。

3.1.2 连接部位

连接部位热分析模型包括承载 结构(由C/SiC面板、螺钉、支架、冷结 构组成)、纤维密封及耐高温柔性隔热 毡。连接部位热分析有限元网格如图7 所示,图8和图9给出了连接部位热分 析结果。

由图8和图9的热分析结果可以 看出:在连接部位,C/SiC面板热面最 高温度1200K,由于连接件的热桥作 用,支架最高温度560K,冷结构温度 为430K,仍低于安全使用温度450K, 说明连接部位结构设计满足温度限制 要求。

3.2 结构分析

建立盖板热防护系统三维结构分 析有限元模型,考虑热流载荷与气动 载荷的联合作用,热流载荷工况分别 选取热面、连接件最高温度时刻及最 大温度梯度时刻,约束形式为结构沿 厚度方向的外边界点释放了Z向自由







(a) 盖板应力云图 图11 C/SiC盖板结构分析结果

(b) 盖板位移云图



(a) 支架应力云图图12 支架结构分析结果

度,X和Y向约束;将冷结构视为带加 筋的蒙皮,在冷结构加筋位置施加了 等距的全约束。图10~图12给出了盖 板热防护系统结构分析模型及部分计 算结果。

结构分析结果显示,在外部气动 压力和热流载荷联合作用下,C/SiC面 板厚度为2.5mm条件下,最大应力出 现在面板与L形加筋相连接部位,von Mises应力为27.9MPa,远小于材料的 拉伸极限245MPa,面板最大位移为 0.189mm,满足热防护系统静强度要 求。厚度为2mm的高温合金几字形支 架的von Mises应力是822MPa,小于材 料的拉伸极限955MPa,支架的最大位 移为0.12mm,满足热防护系统静强度 要求。



(b) 支架位移云图

4 结论

本文在参考国外盖板热防护系统 研究情况基础上,结合我国C/SiC复合 材料和耐高温隔热材料现状和工艺,进 行了盖板热防护系统概念设计与分析, 通过热分析及热力联合作用下的结构 分析,初步确定了盖板热防护系统的结 构形式、材料及几何尺寸。通过研究可 以看出,CMC盖板式热防护系统是一 种耐热与承载一体化的高效防热结构。 本文仅基于静强度条件进行了陶瓷盖 板热防护系统的概念设计,建议其连接 部位的设计要进一步采用热阻断设计 思想,降低连接件温度,提高热防护系 统的安全性。另外CMC盖板式热防护 系统的结构性能评估需要通过热载联 合试验进行验证,热密封的有效性还需 要通过电弧喷流或风洞试验进行验证。 (AST)

参考文献

[1] David E. G. European Directions for Hypersonic Thermal Protection Systems and Hot Structures[R]. 31st Annual Conference on Composites Materials and Structures, 2007.

[2] David E. G. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles [R]. AIAA-2008-2682, 2008.

[3] Soyris P. C/SiC Based Rigid External Thermal Protection System for Future Reusable Launch Vehicles: Generic Shingle, PRE-X / FLPP Anticipated development Test Studies[R]. 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2005-3375, 2005.

[4] 赵玲,吕国志. 典型C/SiC盖板隔 热结构优化分析[J].强度与环境, 2008, (3): 27-34.

[5] 黄世勇,杨勇. C/SiC刚性热防护 结构热力耦合分析[J].导弹与航天运载 技术, 2012, (3): 15-21.

[6] MSC Software Corporation.MSC Nastran 2001 Preference GuideVol.2 (Thermal Anslysis) [Z]. 2001.

作者简介

任青梅,高级工程师,主要从事飞 行器热强度研究。