

大载荷承力支架结构用碳/环氧承力管 金属整体接头的结构设计

彭超义 曾竟成 肖加余 杜刚

(国防科学技术大学航天与材料工程学院,长沙 410073)

摘 要 某大载荷承力支架结构采用碳/环氧管作为主承力构件,利用金属接头把承力管、前端框和后端板连接成整体支架。利用有限元分析软件 ANSYS7.0对承力支架结构进行了总体静力分析,并分析了接头的局部受力状态。根据接头的受力状态,结合胶接失效模型设计了整体接头叉形部分长度为 50 mm,并根据最大弯曲正应力设计了接头的壁厚为 3 mm,设计表明整体接头许用拉伸强度为 250 MPa,可满足承力支架的承载要求。

关键词 承力支架,碳/环氧管,整体接头,长度,壁厚

Structural Design of Integrated Metal Joint for Primary Load Bearing Carbon/Epoxy Tubes of a Large Load Bearing Structure

Peng Chaoyi Zeng Jingcheng Xiao Jiayu Du Gang

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073)

Abstract Carbon/Epoxy tubes are used as the primary load bearing components of a truss structure under large loads. Metal joints are employed to join the tubes, front rim and rear board into an integrated truss structure. Global static mechanical analysis of the truss structure is done by finite element analysis program ANSYS7.0 and the local stress state of the joint is analyzed. According to the local stress state of the joint and bonding failure model, the length of the Y-shaped part of the joint is designed and the wall thickness of the joint is designed according to the maximum bending stress model. The design results show that the integral joint can meet the service requirement when the length of the Y-shaped part is 50 mm and the wall thickness of the joint is 3 mm.

Key words Truss structure, Carbon/Epoxy tube, Joint, Length, Wall thickness

1 引言

航天器发动机产生的巨大推力经由承力支架传递到液氢和液氧储罐上,从而推动航天器飞行前进。承力支架是复杂大载荷的主承力结构,主要由前端框、后端板、承力管和整体接头四部分组成(见图

1)。传统大载荷主承力构件一般采用金属件制备,随着聚合物基复合材料及其制备工艺的长足发展和成熟应用,许多大载荷主承力构件也开始采用聚合物基复合材料来制备^[1~3],可以显著减轻结构的整体质量,但同时也带来了复合材料与金属件连接的

收稿日期:2004-03-01;修回日期:2004-04-05

基金项目:国家863项目基金资助(2002AA724052)

作者简介:彭超义,1977年出生,博士研究生,主要从事聚合物基复合材料成型工艺及结构设计的研究工作

难题。本文根据承力支架的空间结构特点,设计一种金属整体接头(见图 2),并采用有限元分析软件 ANSYS7.0 对承力支架进行受力分析,确定碳/环氧承力管和整体接头的受力状态,设计整体接头叉形部分的长度和壁厚。

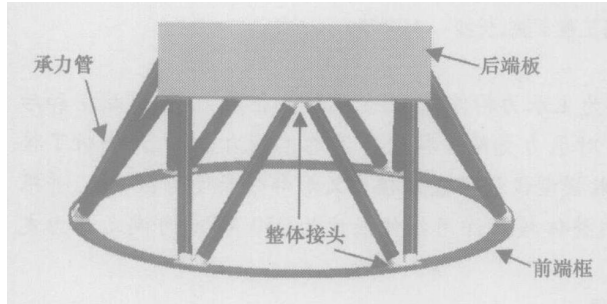


图 1 承力支架结构示意图

Fig 1 Sketch of the load bearing truss structure

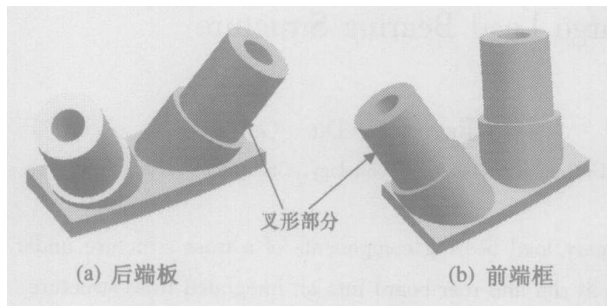


图 2 金属整体接头

Fig 2 Integrated metal joint

2 承力支架承载的有限元分析

2.1 承力支架结构和承载状态分析

承力支架后端板与发动机连接,前端框固定在液氢和液氧储罐的龙骨上,发动机产生的巨大推力通过承力管传递到液氢和液氧储罐上,推动航天器前进。图 1 所示的承力支架由后端板及其 6 个整体接头,前端框及其 6 个整体接头和 12 根承力管组成,接头以正六边形均匀分布在后端板和前端框上。后端板和前端框之间的距离(即支架高度)为 0.55 m,前端框直径为 1.5 m,后端板上 6 个接头组成的正六边形的外接圆直径为 0.95 m。后端板的载荷可以看作均匀分布在 6 个接头处。发动机作用于后端板的大载荷主要有三种形式:(1)垂直压力 1 M

N;(2)垂直压力由于微小角度的偏转,对上端框产生横向分力,设偏角最大值为 5° ,则相应分力为 87 kN;(3)上述两种载荷同时作用。本文取载荷形式(3)对承力支架进行静力分析。

2.2 承力支架静载有限元模型建立和计算结果

由于前端框、后端板和接头采用金属材料制备,假定其刚度和强度足够大,不会发生失效破坏。因而根据上述承载特点把承力支架抽象成如图 3 所示的有限元模型,每个接头处建立一个节点,直接采用 ANSYS7.0 元素库中的 3D 弹性梁元素 beam4 和直管元素 Pipe16 通过节点连接直接建立有限元模型。图 3 中,方条为 beam4 3D 梁元素,用来模拟前端框和后端板对承力支架的约束作用,其材料弹性模量 $E = 70 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu = 0.32$,截面积 $A_{\text{beam}} = 9 \text{ cm}^2$;圆管为 Pipe16 直管元素,用来模拟承力管的承载特性,其材料弹性模量 $E = 106 \text{ GPa}$,泊松比 $\mu = 0.28$,内径 $D_1 = 42 \text{ mm}$,外径 $D_2 = 50 \text{ mm}$ 。

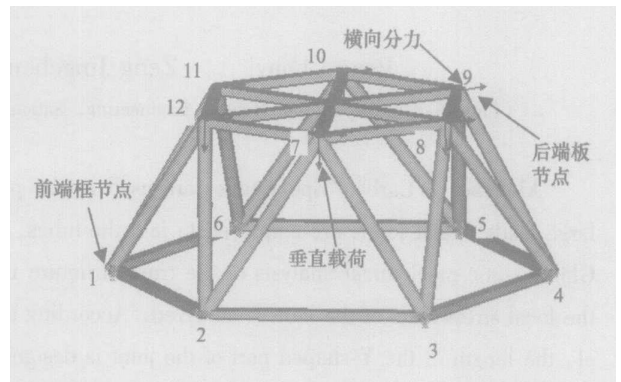


图 3 承力支架有限元模型

Fig 3 Integrated joint of the rear board

图 3 中,前端框 1~6 个节点采用固支约束,后端板 7~12 个节点施加垂直载荷和横向分力,垂直载荷 1 MN 和横向分力 87 kN 均匀施加于节点 7~12 上。经 ANSYS7.0 求解,得节点 7~12 的最大位移为 1.75 mm,承力管轴向应力为 $\sigma_{\text{轴}} = 221 \text{ MN}$,承力管垂直于轴向的剪切应力为 $\tau_{\text{剪}} = 607 \text{ kN}$ 。

3 整体接头叉形部分受力分析和尺寸设计

3.1 整体接头叉形部分受力分析

如图 4 所示,提取一根承力管和整体接头叉形

部分建立一个悬臂梁模型来分析接头的受力状况。承力管长度 $L_2 = 688 \text{ mm}$, 承力管内径即接头叉形部分外径 $D_1 = 42 \text{ mm}$, 叉形部分长度 L_1 和内径 D_3 待设计。图 4 受力状态可简化成图 5 所示。图 5 中 M_2 为承力管轴向压力 f_1 和垂直于轴向的剪力 f_2 产生的弯矩, M_1 为接头产生的与 M_2 平衡的弯矩, 即 $M_1 = M_2$ 。设 A 为承力管截面积, 则 $A = (D_2^2 - D_1^2) / 4 = 5.78 \text{ cm}^2$, $f_1 = \text{轴} \times A = 128 \text{ kN}$, $f_2 = \text{剪} \times A = 351 \text{ N}$, 又承力管端点 B 的挠度可取节点 7 ~ 12 的最大位移, 即挠度 $\delta_B = 1.75 \text{ mm}$ 。所以

$$M_2 = f_1 \cdot \delta_B + f_2 \cdot L_2 = 465.5 \text{ N} \cdot \text{m}$$

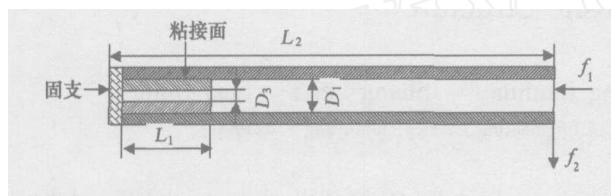


图 4 整体接头叉形部分和承力管组成的悬臂梁示意图

Fig 4 Sketch of Y-shaped part of the integrated joint with a load bearing tube

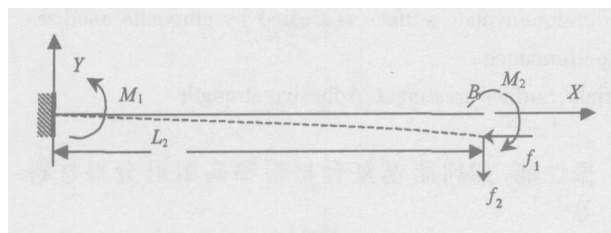


图 5 悬臂梁受力形变简图

Fig 5 Deformation sketch of the cantilever beam

3.2 整体接头叉形部分长度设计

接头叉形部分伸入承力管内并用环氧树脂与承力管内壁粘接牢固, 由于承力管承受的轴向压力 f_1 主要依赖于接头台阶对承力管的支撑, 因而承力管轴向载荷对粘接面的剪切作用可以认为很小, 不予以考虑。承力管弯矩在接头处的作用力有剥离粘接面的趋势 (如图 6 所示), 因此, 以粘接面不发生剥离为依据来设计接头伸入承力管内的长度。粘接作用力产生的最大弯矩 $M_{\max} = M_2$, 才能保证粘接面不失效 (粘接面牢固), 只发生弹性变形的条件下, M_{\max}

近似表达为:

$$M_{\max} = \int_0^{L_1} 2 r_m dx (L_1 - x) \delta_B \cdot f_1 + f_2 \cdot L_2 \quad (1)$$

式中, $m = 3 \text{ MPa}$ 为剥离强度。由 (1) 式可解得 $L_1 = 47 \text{ mm}$, 本文取 $L_1 = 50 \text{ mm}$ 。

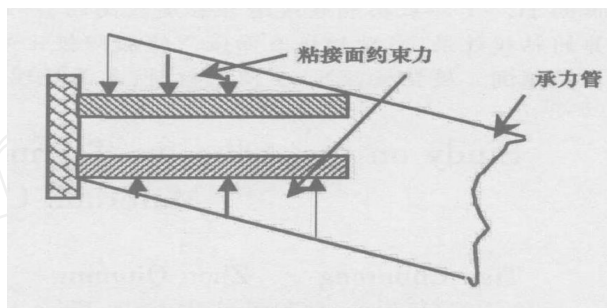


图 6 粘接面对承力管受弯的约束作用

Fig 6 Constraint of bonding surface in the displace of the tube

3.3 整体接头叉形部分壁厚设计

接头叉形部分要承受弯矩 M_1 的作用, 因此采用依据弯曲正应力强度条件来设计叉形部分壁厚。弯曲正应力强度条件为^[4]:

$$\sigma_{\max} = (M / W_z)_{\max} = \frac{M_{\max}}{W_z} \quad [] \quad (2)$$

其中

$$W_z = \frac{D^3}{32} (1 - \mu^4) \quad (3)$$

式中 $[]$ 为金属接头的许用拉应力, 本文中金属接头的拉伸强度 $\sigma = 500 \text{ MPa}$ ^[5], 取安全系数为 2, 则 $[] = 250 \text{ MPa}$; $D = D_2 = 42 \text{ mm}$, $\mu = D_3 / D_2$ 。又根据 (1) 式有

$$M_{\max} = \int_0^{L_1} 2 r_m dx (L_1 - x) \delta_B \quad (4)$$

式中, $L_1 = 50 \text{ mm}$ 。(2)、(3)、(4) 式联立解得, $\mu = 0.93$, 所以 $D_3 = D_2 = 39 \text{ mm}$, 即叉形接头壁厚为 $D_2 - D_3 = 3 \text{ mm}$ 。

4 结论

(下转第 59 页)

4 结论

(1)随着钨骨架密度的提高,材料的高温强度相应提高,在一定的骨架密度范围内,高的骨架密度有利于材料高温强度的提高。

(2)对于两种粉末原料的钨渗铜试样,在相近骨架相对密度的情况下,细颗粒试样的高温强度明显高于相应的中颗粒试样,说明了钨骨架的晶粒细化对钨渗铜材料有明显的强化作用。

(3)对于钨渗铜材料,从 800 到 1 800 ,断裂形式由穿晶和沿晶断裂两种形式并存逐渐过渡到单一的沿晶断裂;而且随着温度的升高,断口表面的晶间性随之增大,钨颗粒的边界逐渐由模糊变成完全钝化,其中还伴随着部分钨颗粒的变形。

参考文献

- 1 徐桂兰. 高温用特殊复合材料. 北京:冶金工业出版社, 2001: 1~
- 2 Ahearn R L. Development of jet vanes for solid propellant missiles. In: National Aeronautic Meeting, New York, 1962: 1~3
- 3 牟科强. 钨铜材料的高温强度和断裂韧性. 见:第七届全国难熔金属学术交流会文集, 1991: 98~101
- 4 黄培云. 粉末冶金原理. 北京:冶金工业出版社, 1997: 265~339
- 5 陈伟,周武平,邝用庚等. 粉末粒度对于高温钨渗铜材料骨架性能的影响. 粉末冶金工业, 2004; 14(2): 18~19

(编辑 李洪泉)

(上接第 51 页)

通过对某种发动机承力支架的结构特点分析和受力分析,设计了连接主承力用碳/环氧树脂材料承力管与承力支架端框和端板的金属整体接头。整体接头由底座和叉形部分组成,为了减轻接头的质量,对接头叉形部分的长度和壁厚进行了设计,设计表明整体接头许用拉伸强度为 250 MPa 时,接头叉形部分长度为 50 mm,壁厚为 3 mm 满足承力支架的承载要求。

参考文献

- 1 Lee C S, Hwang W, Park H C, Han K S. Failure of carbon/epoxy composite tubes under combined axial and torsional loading. Composites Science and Technology, 1999; 59(12): 1 789 - 1 804

- 2 彭超义,杜刚,曾竟成等. 大载荷下空间桁架结构主承力用碳/环氧推力管的重量优化设计. 玻璃钢/复合材料, 2003; (6): 33
- 3 彭超义,曾竟成,肖加余等. 航天器发动机推力支架桁架结构的有限元分析与优化设计. 宇航材料工艺, 2003; 33(6): 21
- 4 戴少度. 材料力学. 北京:国防工业出版社, 2000: 118
- 5 Liu D, Atkinson H V, Kapranos P et al. Microstructural evolution and tensile mechanical properties of thixoformed high performance aluminium alloys. Mater Sci & Eng, 2003; A361: 221

(编辑 吴坚)