

C/E 复合材料网格缠绕结构一体化设计

提亚峰¹ 张 铎¹ 董 波²

(1 西北工业大学航天学院,西安 710072)

(2 航天材料及工艺研究所,北京 100076)

文 摘 根据多年的设计生产实践,总结了复合材料网格缠绕结构的优缺点。在发挥其优点的基础上,针对复合材料网格缠绕结构的缺点,提出了一体化设计设想,给出了一体化研制流程,并对流程中的各个环节进行了探讨。分析表明,对复合材料网格缠绕结构进行一体化设计可缩短研制周期,降低研制成本,从而可以使复合材料网格缠绕结构得到进一步推广使用。

关键词 C/E 复合材料,网格缠绕结构,一体化设计

Integration Design for C/E Composites Trellis Wound Structure

Ti Yafeng¹ Zhang Duo¹ Dong Bo²

(1 College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

(2 Aerospace Research Institute of Materials & Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract This paper summarizes the advantages and the disadvantages of the carbon/epoxy composites trellis wound structure based on multiple experiences of design and production of the structure. In order to exert the advantage and overcome the disadvantage of the structure, the views and the flows of integration design are given. The details of the flows are discussed. The analysis indicates that it can reduce the development cycle and the development cost so that the carbon/epoxy composites trellis wound structure can be widely applied in project.

Key words Carbon/epoxy composite, Trellis wound structure, Integration design

0 引言

在工程实践中发现,C/E 复合材料网格缠绕结构与其他结构形式相比具有很多优点:(1)相对于光筒壳,通过缠绕各向以网格形式布置的筋条的办法,可在有限增加板壳结构质量的情况下,显著提高结构的承载能力;(2)筋条由单向连续纤维缠绕,是既刚又韧的稳定体系,与铝合金网格结构尤其是与铸造铝合金网格结构相比,可大幅度减重,实现结构轻质化;(3)与层合结构相比,没有材料的匹配问题,自稳定性高,结构抗屈曲能力强;(4)可根据载荷环境调整网格形式及各向筋条的结构参数和蒙皮的厚度、缠绕顺序及角度,具有广泛的适应能力和优化可能性;(5)由筋条构成的骨架将蒙皮分割成许多曲板,而筋条构成蒙皮曲板的边界条件,显著提高了蒙皮局部失稳的临界载荷;(6)可减少对初始缺陷的敏感性,经纵向、环向及螺旋向缠绕,由单向纤维制成的筋在节点处类似于编织,不会发生分层破坏,裂纹不会沿筋间的空间扩展,因而耐损伤的能力强;(7)空间开放构型使得结构便于检测和修

补;(8)连续纤维缠绕工艺技术,可实现完全自动化,减少了制造成本,提高了生产效率,对于批量生产极为有利。因此 C/E 复合材料网格缠绕结构是先进材料、先进结构形式及先进工艺成型技术相结合的结构,是航天、航空结构的重要发展方向。

C/E 复合材料网格缠绕结构的缺点:(1)破坏形态复杂,存在诸如蒙皮基体开裂、层间分层、蒙皮纤维断裂、筋条纤维断裂、筋条蒙皮脱开等破坏形式,造成结构优化计算难度大,同时部段对接及起吊时,端框承受集中力的能力较差,需要用金属件对连接及起吊处进行加强;(2)模具复杂且生产成本低,模具生产周期长,对加工设备要求高,尤其是锥段螺旋筋槽的加工^[1],无法用普通机床加工,需要用五座标数控机床加工;(3)研制周期长,研制初期,由于设计、工艺、模具设计及生产等各个方面都没有经验,只能进行串行设计与生产,使研制周期延长。本文在发挥其优点的基础上,针对其缺点,提出了一体化设计设想,给出了一体化研制流程,并对流程中的各个环节进行了探讨。

收稿日期:2010-06-12

作者简介:提亚峰,1970 年出生,博士研究生,主要从事复合材料弹体结构设计。E-mail:tiyafeng@sohu.com

1.1 串行设计方法

流程图如图 1 所示。

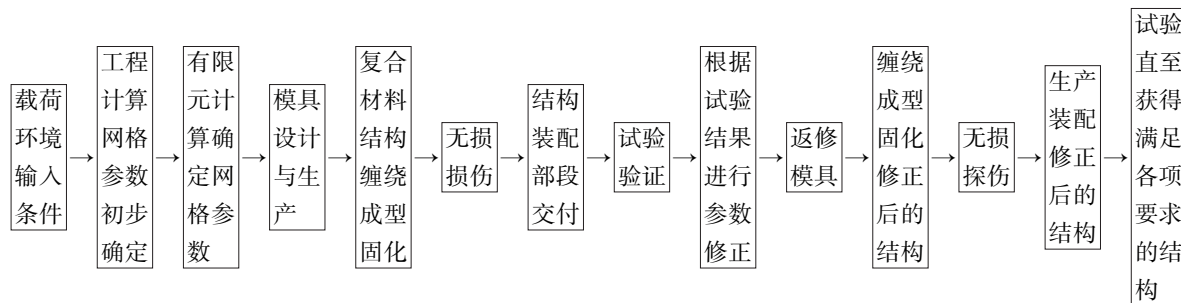


图 1 串行设计流程图

Fig. 1 Flow of traditional design method

由于复合材料网格缠绕结构有限元模型复杂、建模及计算时间长(一到两个月);结构形式复杂、设计复杂、所需时间长(两到三个月);模具设计生产周期长(半年以上);此外产品生产、无损探伤、静力试验等均需要一定时间。试验后还可能要对结构参数进行修正,然后重复进行产品生产、无损探伤、静力试验等过程,所需时间则更长。因此串行设计生产周期长,尤其是首件产品生产周期长。从输入条件明确到生产出合格的首件产品至少需要一年时间。设计生产周期长与研制进度要求紧张的矛盾日益突出,不利于复合材料网格缠绕结构的推广使用。

复合材料最突出的工艺特点是零件制造和材料成型同时完成,这就要求结构设计、材料设计同步、结构成型与材料制造同时完成,从而决定了复合材料结构设计—材料—工艺三者密不可分,在研制过程中必须实施设计、分析、制造一体化^[2]。复合材料结构

实际上是设计和工艺完美结合的产物。一个好的复合材料结构必须是材料和结构统一设计,必须是设计和工艺密切配合,只有这样才能充分发挥复合材料结构的优越性,才能减轻结构质量、提高结构可靠性、满足对结构的特殊性能要求。为了使 C/E 复合材料网格缠绕结构得到更为广泛的应用,对其一体化设计进行研究。

1.2 一体化设计方法

复合材料网格缠绕结构的一体化设计,就是充分发挥计算机及计算机网络的优点,实现部分模具零部件标准化,对工艺生产过程进行改进,从而实现设计、工艺、生产等各个环节之间的资源共享交互,各个环节并行进行,达到加快研制进度、节省研制经费、实现结构优化模具耐用的目的。

C/E 复合材料网格缠绕结构的一体化设计流程图如图 2 所示。

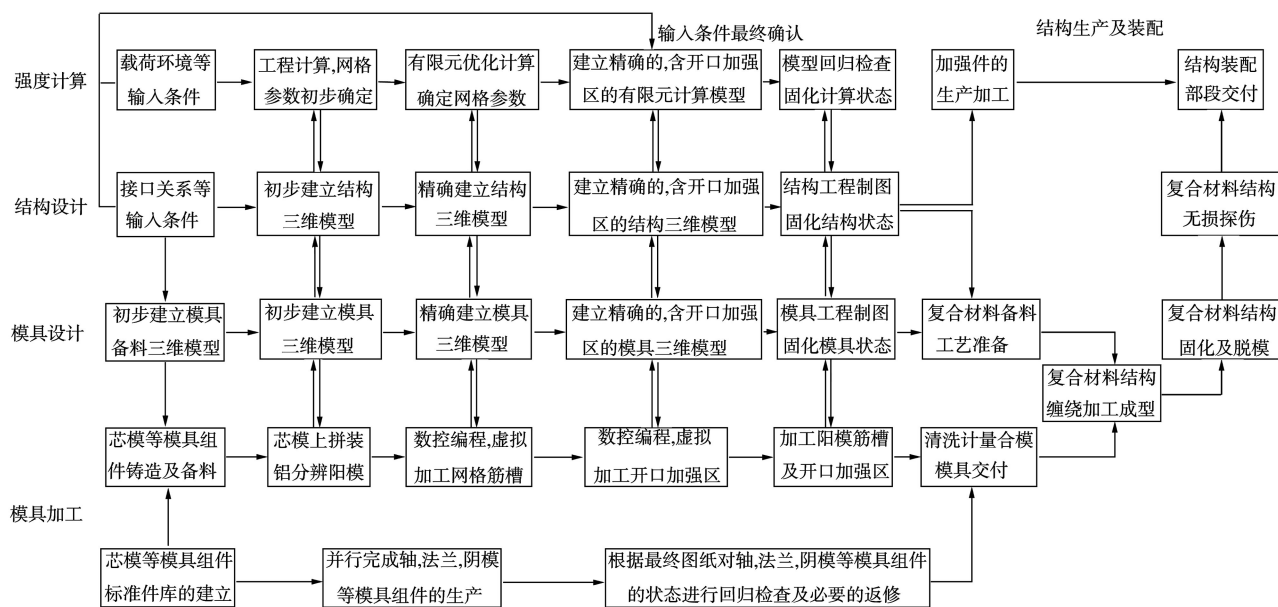


图 2 一体化设计流程图(双箭头表示资源共享、信息交互与协同)

Fig. 2 Flow of integration design method

C/E 复合材料网格缠绕结构的一体化设计包含强度计算、结构设计、模具设计、模具加工 4 项工作,一体化设计流程使 4 项工作按以下 8 个步骤并行进行。

1.2.1 根据输入条件进行模具备料

在得到载荷环境和接口关系等输入条件后,可初步建立模具备料三维模型,开始模具备料。

经过工程实践优选,芯模厚度、阴模厚度、压环截面、轴的直径、法兰的截面和固定套^[1]等结构尺寸,可实现标准化,建立标准件库,在今后的设计工作中备选。得到输入条件后,可确定结构的直径、高度、接口关系及结构的大致承载要求。由于模具标准件库的建立,初步设计的同时即可开始模具备料及粗加工等工作,比如芯模铸件铸造时间长且分瓣阳模需要以芯模为核心进行拼装,根据标准件库中的数据,在确定芯模截面、高度及直径后即可率先对芯模进行铸造及加工。

1.2.2 初选网格参数并进行结构与模具初步建模及阳模拼装

网格加筋壳临界轴、外压计算公式^[3]包含了 C/E 复合材料网格结构的重要结构参数,在考虑修正系数的情况下,能较好地对结构进行承载能力计算。根据工程公式编写计算程序,可实现快速计算,并初步选定结构的网格参数。

模具阳模为分瓣组合模,沿纵向和环向分为若干瓣。分瓣组合阳模铸造时间长、线切割费用高、铸铝表面质量不好导致复合材料结构内表面质量不好且铸铝容易损坏不耐用、铸铝分瓣模块内镶的钢丝螺套容易脱落。

为克服以上缺点,实现并行,在一体化设计框架下对其加工工艺进行改进。分瓣组合阳模以能脱模为原则,分瓣模块数尽量少;材料更换为铝板,拼瓣前板材内侧铣出弧面与芯模外表面相配合,两侧铣角度相互配合,因柱段分瓣模块仅两种、锥段分瓣模若沿母线分 N 层也仅 $2N$ 种,分瓣模块可标准化批量生产;每个分瓣模块的钻制螺纹盲孔、内镶钢丝螺套,芯模钻制相应通孔,将分瓣模块安装在芯模外表面、拼为正 n 边形,之后车加工阳模外圆,最后加工筋槽。铝板易于采购、标准化分瓣模块批量生产效率高、铝板表面质量好从而保证了复合材料结构内表面质量、铝板较铸铝不易损坏因而更耐用。不过铝板内镶的钢丝螺套虽比铸铝分瓣模块内镶的钢丝螺套更不容易脱落,但钢丝螺套脱落现象不能完全杜绝。由于模具是地面设备,多次使用后钢丝螺套脱落,可将螺孔加大一号,再镶加大一号的钢丝螺套;再出现破坏,可重新生产损坏的分瓣模块,这样可以保证模具长期使用。对使用年限长的模具还可将钢丝螺套更换为

特制的钢套。加工工艺改进后,可明显提高加工效率、降低生产成本、延长模具的使用期限。设计合理且生产质量好的模具很耐用,可用十年以上。缠绕工艺自动化的优势得到充分发挥。产品大量生产而模具耐用可进一步降低生产成本。

1.2.3 优化网格参数并进行结构与模具精确建模及阳模网格筋槽虚拟加工

采用非线性有限元分析方法对结构的轴压承载能力进行有限元计算^[4]。试验证明,此方法比工程计算更为准确,可用于结构的精细化设计。在有限元计算的基础上,根据外载荷对网格形式及网格参数进行优化。网格筋条是主承力结构,不合理的网格参数会导致结构承载能力下降、结构质量增加,因此设计时网格参数优化十分关键也十分必要。由于 C/E 复合材料网格缠绕结构的结构形式有明显的规律可循,具有很强的重复性,可对 C/E 复合材料网格缠绕结构进行有限元参数化建模,之后进行非线性有限元分析计算,以 ISIGHT 软件为设计平台,应用遗传算法,在已知载荷情况下,以最小结构质量为设计目标,对蒙皮厚度、缠绕顺序及角度,网格形式及各向筋条的结构参数如筋条间距、筋条截面形状、尺寸等进行优化。最终得到结构质量轻、承载能力高的优化结构。通过优化计算直接得到优化的结构参数,避免试验→修正→再生产→再试验的反复过程。一旦网格参数确定后就不再变动。在结构优化的前提下,确保阳模上的筋槽一次加工成型,从而缩短研制周期。

模具数字化建模时考虑加工工艺,从而使数字化模型可直接与加工工厂共享,用于数控编程加工。利用数控的虚拟加工功能,先对最重要的阳模筋槽进行虚拟加工。在虚拟加工的基础上,运行数控程序在阳模表面划线,验证螺旋曲线和加工程序是否正确,减小加工过程中发生错误的可能性,确保加工一次成功,提高生产效率,缩短加工周期。在虚拟加工时,仍可对网格参数优化。

1.2.4 开口设计并进行含开口的结构与模具建模及阳模开口加强区模拟加工

C/E 复合材料网格缠绕结构用于箭体结构时,设计中必须解决开口补强问题。设计计算及试验均表明简单地堆积材料加厚开口周边,承载效率不高,需要设计翻边较高的加强口框或较强的承载效率高的纵向构件。为了确定开口壳加强方案,需要对开口壳和无口壳进行稳定性计算,以无开口壳的临界载荷为设计目标,通过稳定性计算来确定加强区的几何形状和参数,使开口加强壳的临界载荷接近无开口壳^[3-4]。确定开口加强区及加强件结构形式后,建立含有开口加强区的结构及模具三维模型,然后数控编程,虚拟加工模具开口加强区。

1.2.5 固化设计状态并开始阳模加工

对载荷环境和接口关系等输入条件进行最终确认,对有限元模型、结构及模具三维模型进行回归检查,确认无误后,固化计算状态、结构状态、模具状态,开始阳模加工。同时并行完成轴、法兰、阴模等模具组件的状态确认和生产。

网格、大开口处的补强区需要变剖面,在工艺上要实现共固化技术,使结构理想化,结构承载能力得到提高。由此将造成结构成型模具十分复杂^[1]。尤其是筋槽轨迹为等螺旋角圆锥螺旋线的网格模具,对设备的要求高。

为降低模具加工对设备的要求,可将网格筋槽轨迹设计为等螺距圆锥螺旋线。

设螺距 $h = 2\pi a \cos\beta$, 等螺距圆锥螺旋线的参数方程为:

$$\begin{cases} x = a\theta \sin\beta \cos\theta \\ y = a\theta \sin\beta \sin\theta \\ z = a\theta \cos\beta \end{cases} \quad (1)$$

其切线方程为

$$\begin{cases} x'(\theta) = a \sin\beta \cos\theta - a\theta \sin\beta \sin\theta \\ y'(\theta) = a \sin\beta \sin\theta + a\theta \sin\beta \cos\theta \\ z'(\theta) = a \cos\beta \end{cases} \quad (2)$$

式中, α 为螺旋角, β 为半锥角。

曲线切线与锥面母线间夹角的余弦为:

$$\cos\alpha = \frac{A \cdot B}{|A| |B|} = \frac{xx' + yy' + zz'}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \sqrt{x'^2 + y'^2 + z'^2}} = \frac{a^2 \theta}{a\theta \sqrt{a^2 + a^2 \theta^2 \sin^2 \beta}} = \frac{1}{\sqrt{1 + \theta^2 \sin^2 \beta}} \quad (3)$$

等螺距圆锥螺旋线的参数方程形式比较简单,可降低对加工设备的要求。

1.2.6 加强件生产及结构缠绕成型工艺准备

复合材料结构端框承载能力较弱,不进行加强设计的端框连接处单点承受集中拉力的能力不超过 10 kN,需要用金属件进行结构补强。对于金属连接加强件主要应考虑比强度。钛合金的比强度是铝合金的 1.5 倍,且 5 扣螺纹即可实现可靠连接,对于 M8 螺纹其连接件厚度达到 6.5 mm 就有足够的连接强度。而钢丝螺套的连接长度要求是螺纹公称直径的 1.5 倍,对于 M8 螺纹其连接件厚度至少要达到 12 mm。因此钛合金连接件可在质量轻的情况下比铝合金连接件连接强度高 1.5 倍。螺纹受力的特点是前两扣承受 80% 载荷,一旦前两扣破坏,会形成冲击载荷,后面的螺纹会各个受到破坏。因此增加钢丝螺套连接长度以提高连接强度是不可靠的。模具上 M8 钢丝螺套受力不大,但每次脱模后都会有钢丝螺套脱落。根据技术条件,钢丝螺套装不好允许 2 次装配。对于受力不大的部位钢丝螺套 2 次装配影响不大。对于上天产品且受力大的部位,一旦钢丝螺套脱落将难以处理,尤其是产品交付后。因此 C/E 复合材料网格缠绕结构端框的连接加强件应选用钛合金,避免因连接强度不够造成的设计反复。生产加强件的同时清洗计量模具,完成模具交付,进行复合材料备料及工艺准备。

1.2.7 复合材料网格结构自动化缠绕成型

螺旋向、纵向和环向加强筋及蒙皮均用缠绕机将碳纤维预浸丝在模具上缠绕成型。螺旋向、纵向和环向加强筋的缠绕交替进行,若干个循环后完成加强筋

的缠绕。每个循环任意一个方向的加强筋以缠绕一层为宜,缠绕过程中纤维束的张力得到控制。复合材料网格结构缠绕成型可实现自动化。

1.2.8 复合材料网格缠绕结构装配及部段交付

C/E 复合材料网格缠绕结构的固化脱模、无损探伤等过程与其他复合材料结构类似。结构内一般安装有仪器支架及结构加强件,装配后即可部段交付。

从一体化设计流程图可看出,复合材料网格缠绕结构一体化研制环境以采用数字化技术为主要标志,以复合材料结构设计、分析、工艺软件和复合材料结构数字化制造设备为软硬件基础,采用数字量形式定义、传递和管理复合材料结构研制过程中所包含的数字化信息以及这些信息之间的相互关联,改变传统的复合材料结构设计生产方式,大幅度提高复合材料结构设计制造技术的水平。

2 一体化设计应用

对某型号火箭上面级有大开口的 C/E 复合材料网格缠绕结构按一体化设计方法进行设计和生产。在设计 and 生产过程中,设计优化、材料选择、结构建模及分析、工艺制造等各专业工程师均实现资源共享,实时交互协同参与,合作设计。任一工程师所做修改和反馈信息内容都及时送达产品开发过程中的每一个人,所做的适当重新设计及新的模型方案可立即以参数形式加以选择,从而减少了设计和制造间的反复修改次数。并且产品可灵活有效地进行设计和制造,以适应型号研制的需要。

经设计、工艺、加工、装配等各个方面的协调工作,最终设计并生产出结构质量轻、结构承载能力高、总体要求的各项功能得到良好实现、各工况试验一次

通过、结构优化、生产周期短、生产成本低的 C/E 复合材料网格缠绕结构部段。从输入条件明确到生产出合格的首件产品需要的时间从一年以上压缩到八个月以内。

一体化设计可推动 C/E 复合材料网格缠绕结构设计与发展,为实施并行工程提供手段,使 C/E 复合材料网格缠绕结构的设计与制造向低成本化、数字化方向发展,实现 C/E 复合材料网格缠绕结构数字化设计制造技术的整体突破,提高产品的技术创新能力,优化设计制造管理过程,为新型号的研制开发奠定坚实的技术基础。

三角形网格结构在任何一节点上都有环筋、纵筋和螺旋筋三条筋相互交叉,存在架空现象,层间纤维不能很好地粘接,从而导致分层,降低破坏载荷。六边形网格形式的任何一节点上仅有两个筋条相互交叉,从而降低了分层的可能性,这种 C/E 复合材料网格结构具有较高的抗冲击损伤、抗分层和抗裂纹发展的性能。在今后的工程实践中,可设计生产此种结构形式。还可尝试进行 60° 纵向、 120° 纵向、斜置正交等网格结构^[1]的设计和生产,从而进一步扩大一体化设计的应用范围。

3 结论

[编后记] C/E 复合材料网格缠绕结构设计复杂,生产、试验成本高,为达到推广应用的目的,需要进行大量艰苦细致的工作,作者为此付出了心血。这一系列文章为模具设计及产品生产、稳定性计算、网格形式选择、大开口设计及一体化设计提供了可行的设计计算方法和生产流程,对 C/E 复合材料网格缠绕结构在航天领域的推广应用具有一定的指导作用和参考价值。这种结构可变参数多,优化的同时也会造成设计困难。今后还需要进行大量试验,与理论计算进行对比,在实践中不断完善设计方法,针对不同载荷得到不同网格形式的优化结构。

对 C/E 复合材料网格缠绕结构进行一体化设计后缩短了研制周期,降低了研制成本,从而可以使 C/E 复合材料网格缠绕结构得到进一步推广使用。

复合材料网格缠绕结构在火箭上的应用,从十几年前起步,经历了探索、设计、生产、试验等阶段,已经获得了满足工程应用的设计计算方法及较成熟的工艺成型技术,并且在生产试验中积累了较为丰富的工艺经验和大量试验数据,复合材料网格缠绕结构在火箭结构中已经得到了广泛应用。

参考文献

- [1] 提亚峰,董波,郭永辉,等. 复合材料网格缠绕结构三维建模与模具设计[J]. 宇航材料工艺,2010,40(4):23-26
- [2] 张丽华,范玉青. 复合材料构件设计、分析、制造一体化[J]. 宇航材料工艺,2010,40(1):14-18
- [3] 提亚峰,张铎,孙宏杰,等. 在轴、外压联合作用下的 C/E 复合材料网格缠绕结构的开口补强设计[J]. 宇航材料工艺,2010,40(6):27-32
- [4] Ti Yafeng, Zhang Duo, Wang Lipeng, et al. Comparison the structure forms between isogrid and orthogrid of carbon-epoxy composite trellis wound structure based on the calculation of load-carrying[J]. Aerospace Materials & Technology, 2010, 40(5):22-26,32

(编辑 李洪泉)