

轻质高强复合材料网格结构及其应用

李翠云 刘建超 廖英强

(西安航天复合材料研究所,西安 710025)

文 摘 介绍了网格结构的研究概况、优点及其分类,对网格结构技术包括结构设计、成型工艺、测试技术等作了详细的探讨,并结合网格结构的主要应用,探讨了复合材料网格结构在各领域的应用潜力。

关键词 复合材料,网格结构,加筋,力学性能

Application of Light-Weight and High-Strength Lattice Structure Composites

Li Chuiyun Liu Jianchao Liao Yingqiang

(Xi'an Aerospace Composite Materials Institute, Xi'an 710025)

Abstract Research development of composites with grid structure and their advantages and systems is introduced in this paper. The critical technology of grid structure, as structure design, processing, testing and so on is discussed in detail. The potential application of grid-stiffened composites in military and civil fields is analyzed associated with the main application of lattice structures.

Key words Composite, Lattice structure, Ribs, Mechanical performance

1 前言

复合材料网格结构是一种连续纤维加筋的先进复合材料结构,其结构效率极高、稳定性优异,具有材料发挥强度高、制造成本低等优点,是先进的结构材料与先进结构形式的结合。其中等网格复合材料壳体较铝合金结构在质量上轻约 40%,与复合材料蒙皮-内环筋加强结构相比结构效率提高 20%。复合材料网格结构在导弹头锥壳体、复合裙、级间段、运载火箭、弹体舱段、仪器舱、卫星支架等承受轴压为主的结构上,有着广泛的应用前景^[1]。本文主要介绍网格结构的研究概况、优点及其分类。

2 网格结构国内外研究概况

网格加筋结构包括蒙皮及加强筋。目前,复合材料光壳结构、三明治结构以及网格结构作为航天航空领域的三大新兴结构形式已越来越受到人们的认可,其中网格结构更是被人们认为未来可以在运载火箭系统上应用的最好结构形式。网格结构本身是一种可优化设计的结构,其优化设计参数如图 1 所示^[2],包括蒙皮缠绕角、网格纵筋的角度、纵筋的条数、环筋

的条数、筋的截面尺寸等。在结构外形尺寸及质量一定的条件下,通过对网格结构参数进行优化可以设计出最佳的结构形式,使该结构具有最大的载荷质量比。到目前为止,在理论上对复合材料网格结构的设计尚没有推导出可用的解析公式,国外的科学工作者大多采用数值计算方法对网格结构进行设计和优化。

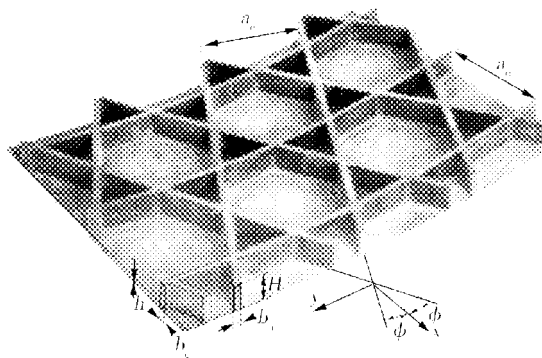


图 1 网格结构的设计参数

Fig. 1 Parameters of lattice structure

复合材料网格结构在工程上的应用已有很长的

收稿日期:2008-08-18

作者简介:李翠云,1980 年出生,工程师,主要从事结构复合材料成型工艺及复合材料缠绕仿真研究。E-mail: lcyzjg@126.com

历史。最早的复合材料网格结构是等网格结构,如图2所示,由美国和前苏联政府组织研制,用于航天领域,但等网格运载火箭的减重效果不太理想。后来一些大学和航天公司也相继投入到复合材料等网格结构的研制工作中。1981年,麦道公司制造出了复合材料网格结构级间段试验件。20世纪90年代初期,航空飞利浦实验室使用硅橡胶模具成功研制出性能高、质量轻的复合材料等网格结构件。然而他们的制造劳动强度大,且这种方法主要限制在对圆筒结构的制造。与此同时,Stanford大学提出了以纤维增强复合材料(CFRP)为加强肋的各向异性网格结构。这种新型的结构表现出更多潜在的优越性能,与已有铝合金网格结构相比,提高了结构的比强度和比模量,同时增强了结构的抗腐蚀能力,而且可以利用自动化制造方法降低成本,最为突出的是增加了结构设计、制造的灵活性,被称为先进网格加筋结构(AGS)。美国空军实验室空军运载器管理局经过对网格加筋结构进行近十年的研究,现已开发出网格加筋结构的专利分析技术和制造技术^[3~4]。在1997年,美国空军实验室在弹道导弹防御组织的联合试验计划中对网格加筋结构探测火箭有效载荷整流罩进行了成功的设计、制造和飞行试验。这种整流罩比现用的铝质整流罩要轻60%,比常规的蒙皮加筋复合材料整流罩要轻40%以上。而且,这种纤维缠绕制造技术完全是自动化的^[5]。

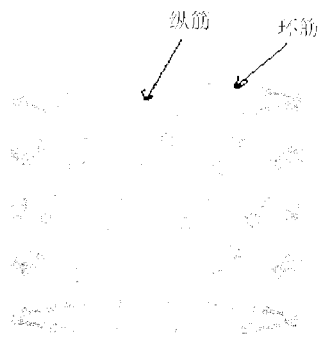


图2 等网格结构模型
Fig.2 Model of isogrid structure

俄罗斯在1981年,由中央特种机械研究院(CRISMB)研制出第一个复合材料网格结构圆筒试验件,直径1.3 m、长1.4 m,轴向压缩载荷远远超过了基于传统壳体破坏理论的预测值。1985年该院成功研制了两个网格试验级间段,均采用C/E网格缠绕制成,第一个构件直径2.3 m、长1.8 m,试验轴向载荷达2.15 MN;第二个构件直径2.4 m、长2.6 m,

试验轴向载荷达3.2 MN。1986年,又制造了质量仅为280 kg的IL-114商用飞机机身,直径2.86 m、长6 m。1988年,开发了第一台飞行器级间段,此后经过改进,目前它仍使用正常。此后又陆续研制出了直径4.2 m、长度8 m的航天用圆筒网格结构制品,并为美国用户研制了几个直径5 m、带外蒙皮的C/E网格级间段^[2]。在“白杨”导弹的基础上,俄罗斯研制了“起点”和“起点-1”型航天运载火箭,均采用了C/E网格级间段。该院为瑞典研制的C/E网格级间段,如图3所示,性能达到了相当高的技术水平:试验破坏载荷前接头131 t,后接头89 t,而质量只有38.4 kg。

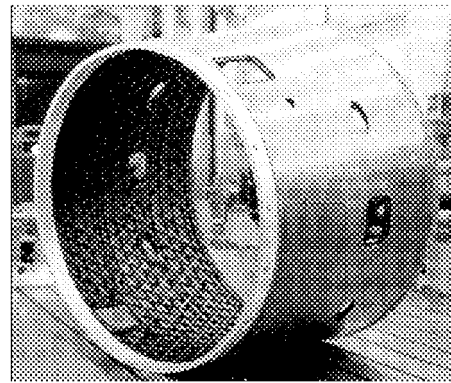


图3 俄中央特种机械研究院研制的C/E网格级间段
Fig.3 C/E grid interstage in CRISMB

西安航天复合材料研究所已研制出 $\Phi 1.4$ m的导弹锥形网格级间段试验件,在锥形网格缠绕技术、异型开孔补强、蒙皮成型及加压技术等方面取得较大进展。航天材料及工艺研究所曾研制过C/E三角形网格截锥壳。网格采用预浸碳纤维手工缠绕,端框和蒙皮采用预浸碳纤维铺层手工铺放,然后在热压罐中固化成型。哈尔滨工业大学、大连理工大学、国防科技大学以及哈尔滨玻璃钢研究所也开展了网格结构的研究。

3 网格结构技术

网格结构件一般制成薄壁圆筒或圆锥体,由相对壳体轴的周角 $\pm\Phi$ 的螺旋肋和环状肋组成。基本的网格结构件没有蒙皮,但根据设计要求,构件可制成单面或双面复合蒙皮。网格结构按形状可分为内曲面网格结构和外曲面网格结构。常用的网格加筋结构有3种类型^[6],如图4所示。

对于复合材料网格结构,其成型的关键技术与难点有四项:第一,网格缠绕程序的设计;第二,缠绕模具和橡胶网格模具的设计;第三,橡胶模具材料研究;第四,补强、蒙皮成型及加压技术。

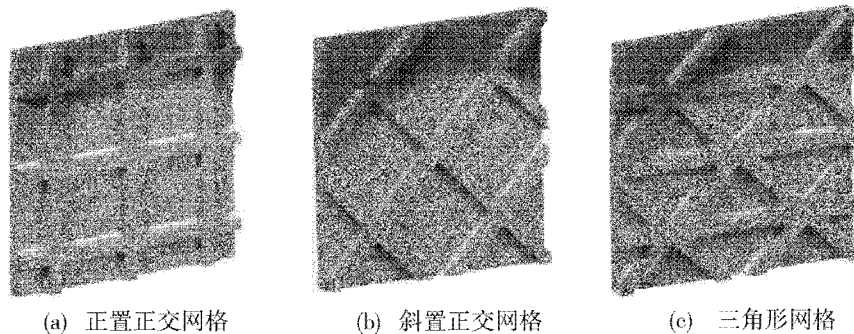


图4 常用的网格加筋结构

Fig. 4 Common grid stiffened structures

3.1 网格结构设计

评价网格结构的等效力学性能时,考虑到复合材料网格结构从整体上看为一具有周期性的结构,因此采用均匀化方法对其研究。该方法已经成为分析夹杂、纤维增强复合材料、混凝土材料等效模量的常用手段之一。均匀化理论的基本思想是从具有微结构的非均匀材料中选取一个具有代表性的体积胞元,然后对其胞元进行深入研究,并将评价性质作为材料宏观性质的表征^[7]。为寻找高效结构,数学模型在预测结构的性能以及提供优化设计的基本参数方面起重要作用。通过失效机理的分析、筋与蒙皮的屈曲分析、强度、稳定性分析等方法建立一套优化设计的模型;进而通过力学分析,对各种类型的网格结构进行性能仿真计算,优化出最佳的网格结构形式(如网格间距、宽度、高度等)^[8]。

3.2 网格模具技术

用于网格结构成型的模具通常有金属模具、硬质泡沫塑料模具、石膏模具、硅橡胶模具和混合模具等。一种较复杂的网格模具往往需要多块组合而成,不但费用高,而且不易保证尺寸精度。由于室温硫化硅橡胶除了具有耐高低温性好、脱模性好、流动性好、力学性能好、能够深度硫化、收缩率小等优良特性外,且制件速度快、成本低、尺寸公差小,因而得到广泛应用。用于制作网格模具的硅橡胶一般需满足以下技术要求:

- (1) 流动性好,能自动充满模具;
- (2) 硫化时间在 24 h 之内;
- (3) 有 0.5 h 以上的操作时间;
- (4) 线收缩率小于 1%;
- (5) 硬度(邵尔 A) 达 60 ~ 70;
- (6) 抗张强度大于 4.0 MPa;
- (7) 扯断伸长率 150% ~ 200% 等。

在完成缠绕后,网格弹性模具需要从结构中脱离,这样就需要特殊的方法来成型此弹性模具,如图

5 所示。对于网格筋的性能,这是成型网格结构广泛使用的工艺。

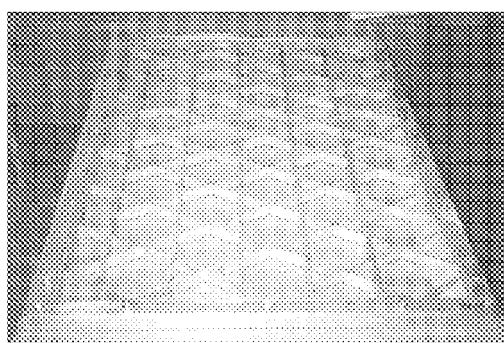


图5 芯模弹性层网格槽的成型模具

Fig. 5 An element of mold for groove forming in elastic coating of mandrel

3.3 网格结构成型技术

网格制造工艺的主要目标是提供优异的性能以及作为网格结构主要承载的纵筋的力学性能。网格结构在受轴向压缩作用时,因环向筋受相当低的拉伸应力,其性能不十分重要,此时蒙皮(通常由环向缠绕制成)几乎不受轴向载荷。螺旋筋是网格结构中的主要承载部件,螺旋筋的性能主要取决于制造工艺参数(筋的尺寸、张力、树脂黏度等)以及成型网格的设备。目前制造网格结构主要有以下几种工艺^[9]。

(1) 传统缠绕工艺中筋是采用自由成型,纱带以一定的带距铺放在芯模上,这种成型方法成本低,但网格筋的性能相对较低,其对圆筒网格的缠绕如图 6 所示,可知网格纵筋的连续缠绕通过芯模两端的销钉来实现。

(2) 带轻质泡沫芯材的缠绕一般包括内蒙皮缠绕,内蒙皮上喷射芯材网格模具,然后在其沟槽中缠绕纵筋,最后缠绕外蒙皮。这种成型方法成本适中,网格筋的性能高,网格结构质量高,承载高,用于高温绝缘,耐潮以及减弱声音的功能。如果网格结构中只有外蒙皮,泡沫模具可从中移除,可能会对其力学、化

学和热性能造成损坏^[10]。

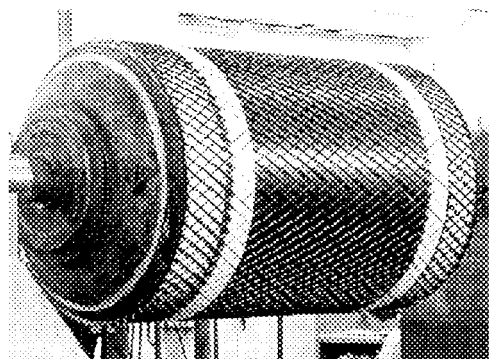


图6 网格纵筋的缠绕成型
Fig.6 Winding of helical ribs

(3)连续纤维缠绕、布带铺放或RTM方法都已经应用到网格结构的生产上,而且具有实现完全自动化生产的潜力。对于热塑性复合材料,没有真空袋和高压釜现场固化也是可能的。那样,生产成本将会大幅降低。

(4)在金属内衬上成型网格沟槽可以形成金属和复合材料混合的网格结构,用于承力罐和压力容器,如图7所示。

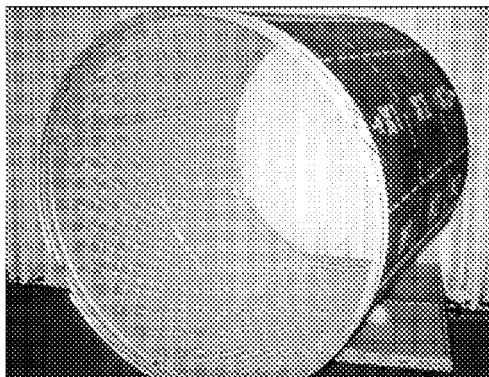


图7 铝内衬网格结构
Fig.7 Lattice structure with aluminium lining

根据复合材料特点,进行材料设计与结构设计相结合的构件优化设计,最大限度地利用复合材料的强度和刚度,优化出最佳的蒙皮铺层设计方案。西安航天复合材料研究所超轻型复合材料长裙结构为载体进行研究,其裙体采用轻质高强的复合材料网格结构,这是复合裙上一种全新的复合材料构件形式。对缠绕成型工艺技术进行研究,首先优化出最佳的网格结构形式,突破了网格缠绕程序的设计,这是决定网格成型自动化及其成型效率的关键技术,然后是蒙皮的铺层设计,设计了几种不同的蒙皮成型方法,研究其对复合材料网格结构性能的影响。

3.4 网格结构性能测试

由于结构复杂,制造工艺先进,材料参数和工艺影响因素较多,因此对网格结构的预测评估比较复杂。对于复合材料网格结构来说,载荷质量比是评价结构效率的一个重要指标,结构的载荷质量比越大则结构效率就越高。

网格结构通常用轴压试验来评估其承载能力和弯曲性能,试验中用应变测量仪来测量其沿纤维方向和垂直纤维方向的应变,如图8所示。从试验中可以得到结构的应变与载荷的关系曲线,进而评估网格结构的损伤容限和弯曲行为。

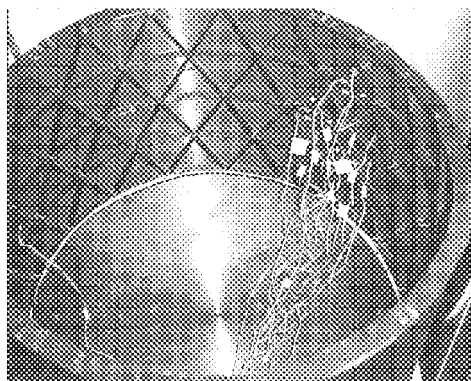


图8 应变测量装置
Fig.8 Testing of lattice stress

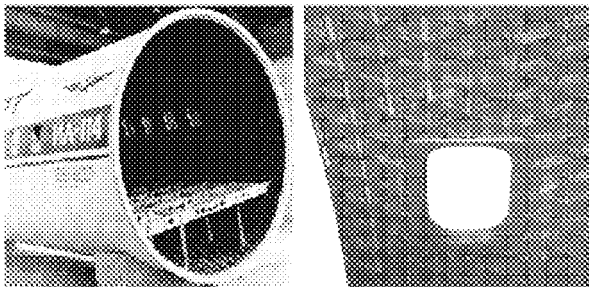
美国人主张采用有限元的方法并结合试验,通过对结构的应变跟踪,修正有限元分析单元,如Inha大学的Maenghyo Cho和Won Bae Kim采用有限元法,利用杂交单元进行分析。研究表明,复合材料网格结构的线性屈曲分析十分有效,四节点杂交单元的计算结果精度较高。日本的Thomas D. Kim等对直径624.8 mm、筒长368.3 mm的复合材料网格圆筒结构采用应变片法进行了跟踪试验^[11],通过对载荷—蒙皮应变曲线、载荷—筋条应变曲线、载荷—带蒙皮网格结构轴向应变和弯曲应变曲线以及载荷—位移等多条曲线的分析,系统地研究了复合材料网格结构在轴向载荷作用下载荷的分布情况和传递情况,从试验角度分析了网格结构的失效机理和破坏过程。研究表明,纵筋主要承载轴向载荷,蒙皮起着抵抗径向变形和增加轴向刚度的作用。在一根以上的筋发生断裂的时候,整个网格结构仍能承载一定的压缩载荷。

4 网格结构的应用前景

高强轻质等优良的力学特性使复合材料网格结构成为一种结构效率很高的结构形式,可以充分发挥复合材料的各向异性和材料可设计性,因此具有广泛的应用前景^[12]。网格结构的应用领域包括:级间段、级间箱、承载箱、有效载荷转接器和运载火箭整流罩,

飞机机身(图9)、机翼外壳和肋,直升飞机的尾梁,太空望远镜支架等。在机身和燃料箱上,加筋圆柱壳起到了很大的作用。在太空船结构中^[13],各向异性复合材料网格结构运用于火箭技术,可以成功运作10 a以上,证明了具有高的性能和质量效率,最大的承载和质量的网格结构的制造,是俄罗斯质子M商业太空船运载火箭,它的直径超过了4 m^[14]。

复合材料网格结构在民用工程结构上用于立柱、管道和其它部件。用于油箱、火车、拖车、轮船、桥梁、飞机、混凝土加固件、螺旋桨以及其他的平板或者壳体类部件上。



(a) 机舱

(b) 窗框

图9 C/E网格结构机舱及其窗框

Fig. 9 C/E lattice fuselage section and window frame

5 结语

通过对网格结构技术的研究分析,C/E复合材料网格加筋壳体因具有较高的强度/质量比而备受关注,结合缠绕成型工艺降低了生产成本,使复合材料网格结构更具竞争力,将在航空航天的减重结构如火箭级间段、仪器舱、机身以及民用的承压管、壳中有着潜在的应用。

参考文献

1 Huybrechts S, Tsai S W. Analysis and behavior of grid structures. *Composites Science and Technology*, 1996;4(56):1 001 ~1 015

2 Vasiliev V V, Barynin V A, Rasin A F. Anisogrid lattice structures—survey of development and application. *Composite Structures*, 2001;54:361 ~370

3 Dr Edward Silverman, Marvin Rhodes, Jack Dyer. Composite isogrid structures for spacecraft composites. In: 43rd international SAMPE symposium, 1998:1 895

4 McCloy M, Deckers M. Fabrication of an isogrid fan containment case. *SAMPE Journal*, 1999;35(1):22 ~29

5 Wegner P W, Higgins J E, VanWest B P. Application of advanced rib-stiffened structures technology to the minotaur payload fairing. *AIAA*, 2002-1336

6 李超,景宽. 复合材料网格结构的研制发展历程. *纤维复合材料*, 2004;12:47 ~53

7 Higgins P E J, Wegner P, Viisoreanu A et al. Design and testing of the minotaur advanced grid-stiffened fairing. *Composite Structures*, 2004;66:339 ~349

8 廖英强,刘建超,苏建河. C/E复合材料网格结构的稳定性分析. *纤维复合材料*, 2006;12(4):28 ~30

9 Brechts S M H, Meink T E, Wegner P W et al. Manufacturing theory for advanced grid stiffened structures. *Composites*, 2002;33:155 ~161

10 Jadhav P, Mantena P R. Parametric optimization of grid-stiffened composite panels for maximizing their performance under transverse loading. *Composite Structures*, 2007;77:353 ~363

11 Kim T D. Fabrication and testing of composite isogrid stiffened cylinder. *Composite Structure*, 1999;45:1 ~6

12 Kidane S, Li Guoqiang, Helms J et al. Buckling load analysis of grid stiffened composite cylinders. *Composites*, 2003;34:1 ~9

13 Vasiliev V V, Razin A F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. *Composite Structures*, 2006;28(6):182 ~189

14 Chen H J. Analysis and optimum design of composite grid structures. Ph. D. thesis. Stanford (CA, USA): Stanford University, 1995

(编辑 李洪泉)