

复合材料网格结构的研究现状

陈小平 杨杰 刘建超

(西安航天复合材料研究所,西安 710025)

文 摘 介绍了复合材料网格结构的网格分类、特点以及国内外复合材料网格结构的发展应用概况。介绍了复合材料网格结构的设计方法,以及各种成型工艺的优缺点。叙述了复合材料网格结构型模的分类和各种型模的优缺点,并指出了修正方法。同时,介绍了复合材料网格结构性能评估和测试方法。

关键词 复合材料,网格结构,结构设计,成型工艺,性能测试

Actuality Research on Composite Grid Structures

Chen Xiaoping Yang Jie Liu Jianchao

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

Abstract This paper introduces classification and characteristic of composite grid structures, along with the development and application of composite grid structures in and outside china. Introducing the design methods for composite grid structure, as well as the advantages and disadvantages using different molding technologies, this paper recites the classification of molding core of composite lattice structures and their advantages and disadvantages, moreover, points out the methods for modification. Simultaneously, it introduces performance evaluation and performance-testing methods for composite grid structures.

Key words Composite, Grid structures, Structure design, Molding technology, Performance-testing

1 前言

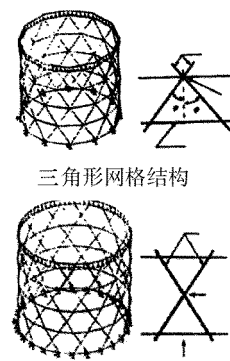
寻求有效的轻质高强结构,一直是人们不断追求的目标。复合材料网格结构是一种网状筋条结构。网格复合材料结构是由金属网格结构发展而来,网格结构的突出优点是较高的强度/质量比,因此备受关注。这使得网格结构广泛应用于航空航天领域。目前已有多种类型网格结构在航空航天领域应用,如战略导弹级间段、仪器舱、空间飞行器舱体、箭与卫星对接框、整流罩等部件。

2 网格结构的分类与特点

2.1 网格结构的分类

网格结构的分类方法很多^[1~2],其中按网格筋构成的几何形式不同可分为:三角形网格结构、六边形网格结构,见图1。

现在典型的3种六边形筋体系^[1]可以较好的解决三角形网格结构存在的节点纤维堆积严重、纤维架空现象,并且降低节点处的纤维含量,提高节点的粘接强度,见图2。



六角形网格结构

图1 两种典型的网格结构

Fig.1 Two typical grid structures



图2 优化的六边形网格筋体系

Fig.2 Optimized rids system of hexagon grid structure

收稿日期:2008-04-18

作者简介:陈小平,1982年出生,硕士,主要从事聚合物基复合材料的研究。E-mail:chenxiaoping09@126.com

按网格结构体外观形状不同可分为:平板状网格结构、圆柱状网格结构、圆锥状网格结构等。按制品结构分,可分为有蒙皮和无蒙皮网格结构。

2.2 网格结构的特点

复合材料网格结构是先进结构材料与先进结构形式的结合,其制品的性能和传统的复合材料制品相比,具有以下优点^[2]。

(1) 网格结构与蒙皮整体成型,共同固化,有利于提高网格筋与蒙皮之间连接的可靠性。

(2) 结构稳定性非常突出,网格骨架提高了蒙皮局部失稳的临界载荷,增加了结构的稳定性,提高了实际承载能力。

(3) 可设计性强。可以根据复合材料的特点,进行材料与结构设计相结合的构件优化设计;也可以根据外载荷调整网格的结构参数,如:网格间距、宽度、高度和蒙皮的铺层设计,从而最大限度地利用复合材料的强度和刚度。

(4) 具有极高的比强度与比刚度。复合材料网格结构中,纤维强度的发挥率可达 95%,这是在其他结构中难以达到的。

(5) 可以大大降低成本,提高结构效率。复合材料网格结构制品较金属网格结构制品质量上轻约 50%,且成本低于后者。

3 国内外网格结构的发展及其应用

3.1 国外网格结构的发展及其应用

俄罗斯的网络结构成型技术研究已经进行了近 20 年,其设计、工艺及性能测试与表征研究比较全面,而且较为成熟^[1]。早在前苏联就研制出了直径 2 m 的大型碳/环氧复合材料火箭级间段壳体。

俄罗斯的第一个复合材料网格结构实验级间件由 CRISMB 在 1981 年制造^[1,3],筒体直径 1.3 m,长 1.4 m。1985 年又圆满地研制了两个实验级间件。其中第一个构件的长 1.8 m,直径 2.3 m,内外表面蒙皮都有,中间保留了泡沫型芯。第二个构件直径 2.4 m,长 2.6 m,仅有外蒙皮,在结构固化后将泡沫塑料型芯取出。1986 年采用网格技术制造了直径 2.86 m,长度 6 m,质量仅 280 kg 的 IL-114 商用飞机机身,历经数次飞行考核,性能优异。此后又陆续研制出了直径 4.2 m,长度为 8 m 的航天用圆筒网格结构制品,并为美国研制了几个直径 5 m、带外蒙皮的碳/环氧网格级间段。

美国复合材料网格的历史起始于麦道公司研制的铝质的各向同性的网格结构,用作 Delta 运载火箭的级间段^[3]。美国道格拉斯公司早在 20 世纪 70 年

代就曾经进行过复合材料网格结构的研制,并和佐治亚大学合作,开发了复合材料网格缠绕程序。

1981 年,麦道公司制造出了复合材料网格结构级间段试验件,1997 年以自动化缠绕技术制作网格结构承力部件。同时,美国空军研究实验室空间运载器管理局正在与波音的幻影工作室和轨道科技公司合作,开发一种用于轨道/亚轨道项目的 Minotaur 运载火箭上的延伸整流罩^[4],见图 3。美国空军试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整流罩成功地进行了设计、制造和飞行试验。这种整流罩比现用的铝质整流罩轻 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是可以实现自动化的。加筋结构的先进性同时也在降低制造费用方面得到了证实,估计这种整流罩比传统的蜂窝夹层整流罩大约减少了 20% 的制造费用。



图 3 先进网格加筋结构整流罩

Fig. 3 Advanced fairing with grid stiffened structure

德国 Fokker 空间和系统公司研制出了阿里安 4 的级间段,其为圆筒型网格加筋结构,材料为碳/环氧复合材料级间段与铝质合金相比质量降低了 20%,同时有效载荷能力增加了 12.5 kg^[2]。

日本国家宇航开发事业团将碳/环氧网格结构应用于 H1 火箭的第三子级发动机与旋转平台的级间段结构上^[5]。采用筒形碳/环氧网格结构的有效载荷对接件和发动机连接件,曾用于 H1 火箭的第二次飞行试验并取得了成功。将碳纤维增强的三角形网格圆筒应用于 H-2 运载火箭的第三级结构。

3.2 国内网格结构的发展及应用^[2,6]

国内研究复合材料网格结构起步较晚,与俄罗斯和美国等航天大国相比技术上工艺上不够成熟。通过近几年的发展,国内复合材料网格结构方面取得了很大的进步。

航天材料及工艺研究所于 1985 年开始了复合材料网格结构的研究,用手工铺设的方式,研制出了带有蒙皮的简单的网格结构试验件,此后又相继研制出了碳/环氧三角形网格截锥壳,直径 498 mm,长 380

mm,半锥角为 9° ,用作承受外压的结构试验件。该网格试验件比同功能的铝合金壳体减轻30%。

西安航天复合材料研究所在缠绕网格成型工艺方面取得了长足的发展。解决了纤维缠绕程序开发、网格成型模具设计(硅橡胶模具开发)、开孔补强、结构连接等复合材料缠绕成型工艺方面的许多关键技术。先后研制出了多种带蒙皮和无蒙皮的网格复合筒形件,并进行了破坏试验。如:研制出的 $\Phi 480$ mm的圆筒形网格结构,三角形、六边形、正方网格结构试验件,以及大端直径为 $\Phi 1400$ mm,小端直径为 $\Phi 850$ mm的有外蒙皮的锥形试验件,此外还研制了 $\Phi 1000$ mm网格结构试验件,并进行了轴压破坏实验,结构承载能力大于140 t。

哈尔滨玻璃钢研究院、国防科技大学也进行了大量研究工作,并取得了初步成功。其中国防科技大学研制的碳/环氧复合材料网格结构试验件,成功进行了试验。

网格结构应用方面,国内金属材料网格结构成型与应用较为成熟,但复合材料网格结构的实际应用尚未见到报道。

4 复合材料网格结构的设计^[7]

如果设计给定直径 D 和长度 L 的圆柱各向异性网格结构,用以下六个设计变量参数来描述,见图4。

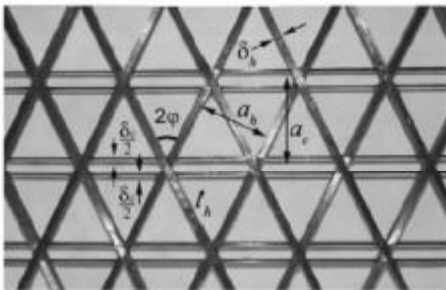


图4 网格结构

Fig.4 Lattice structure

h 为壳体厚度(筋的横截面高度); Φ 为螺旋筋和轴向的夹角;螺旋筋和环向筋横截面的宽度(hoop) δ_h 和 δ_c (对图1结构 δ_c 是相邻环向筋的总厚度);螺旋筋和环状筋之间的距离 a_h 和 a_c ,在垂直于筋的方向上。

网格结构通常是由网格筋和蒙皮组成。由于网格筋在结构强度和刚度方面的贡献远大于蒙皮。因此在进行结构设计时,一般按无蒙皮状态进行设计。

网格圆桶结构发生破坏结构的临界应力大多数是轴向应力,因此设计要求安全轴压为:

$$P = T + 4M/D$$

式中, T 是实际作用的轴压, M 是弯距。

网格结构的设计主要涉及三个方面:几何结构设计、最小安全系数设计、参数最优化设计。网格结构

除满足上面三个设计要求,还要求设计结构的质量越轻越好。压力作用下螺旋筋的安全系数为 n_s ,蒙皮的安全系数为 n_g ,螺旋筋稳定系数 n_1 。在一定的安全系数(n) $n \geq 1$ 的条件下,设计变量并要求结构质量最小化。四个优化结构参数为

$$\bar{h} = h/D, \Phi, \bar{\delta}_h = \delta_h/a_h, \bar{\delta}_c = \delta_c/a_c$$

设计结构参数,有三种方案可供选择。

方案1:当 $p \leq p_s$ 时:

$$\bar{h} = \frac{1}{4} \left(\frac{48 \pi^4 k^2 \bar{\rho}^3 p^4}{E_h E_c^3} \right)^{1/10}, \quad \text{tg} \Phi = \frac{1}{2}$$

$$\bar{\delta}_h = \frac{5}{4 \pi} \left(\frac{108 \pi^2 E_c p^2}{E_h k^4 \bar{\rho}} \right)^{1/10}, \quad \bar{\delta}_c = \frac{\bar{\delta}_h}{2 \rho}$$

方案2:当 $p_s \leq p \leq p_0$ 时

$$\bar{h} = \frac{1}{4} \left(\frac{\pi^2 k \bar{\rho} p^2}{E_c \sigma} \right)^{1/4}, \quad \text{tg}^2 \Phi = \frac{p_s}{4 p}$$

$$\bar{\delta}_h = \frac{2}{\pi \sin 2 \Phi \sqrt{k E_h}}, \quad \bar{\delta}_c = \frac{p_s \bar{\delta}_h}{2 \rho p}$$

方案3:当 $p_0 \leq p$ 时

$$\bar{h} = \frac{\pi p}{16 \sigma \sqrt{k E_h p_s}}, \quad \text{tg}^2 \Phi = \frac{p_s}{4 p_0}$$

$$\bar{\delta}_h = \frac{2}{\pi \sin 2 \Phi \sqrt{k E_h}}, \quad \bar{\delta}_c = \frac{p_s p_0 \bar{\delta}_h}{\rho p^2} \left(\frac{p_0^2}{p^2} - \frac{1}{2} \right)$$

其中:

$$p = \frac{4P}{\pi D^2}, \quad p_s = \frac{48 \bar{\sigma}^2}{\pi E_h} \sqrt{\frac{\bar{\sigma} \bar{\rho}}{k E_c}}$$

$$p_0 = p_s \sqrt{\frac{1}{2} \sqrt{\frac{2 E_h \bar{\rho}}{E_c}} + \sqrt{\frac{2 E_h \bar{\rho}}{E_c}} - 1}$$

式中, $\bar{\sigma}$ 是螺状筋在压力作用下的极限应力, k 局部屈曲系数,需要根据螺状筋(l_h)部分的边界条件来确定,见图4。(对于关键的部分,设计 $k=1$;对于次要部分,设计 $k=4$), E 为弹性模量, ρ 为密度, $\rho = \rho_c / \rho_h$,下标 h 和 c 分别对应螺旋筋和环向筋。方案1和方案2对应的是轴对称的情况,方案3对应的是非轴对称的整体弯曲。在三种方案中, $n_g = n_1 = 1$,两个安全系数都起作用。对于方案1:

$$n_s = 4 \bar{\sigma} \left(\frac{9 \bar{\rho}}{4 \pi^2 p^2 k E_h E_c} \right)^{1/5} \geq 1$$

强度限制满足一定的条件。对于方案2和3, $n_g = n_1 = n_s = 1$,设计结构强度一致。结构的质量可以表示为:

$$M = \pi D L h \rho_h (2 \delta_h + \bar{\rho} \bar{\delta}_c)$$

5 复合材料网格结构的制备及型模分类方法

5.1 复合材料网格结构的制备

目前,复合材料网格结构成型方法主要有3种^[5]:

(1) 网格机加法,将复合材料板材机加成网格筋条,然后粘接在蒙皮上,组成网格加筋板;

(2) 手工铺设法,将长纤维束或短切纤维料铺放到网格槽中,采用RTM成型、热压罐成型或气压釜等方法加压固化制成网格结构件;

(3) 缠绕成型法,编写缠绕程序,采用数控缠绕机直接在网格槽中缠绕。

网格筋机加法制造技术及成本相对较低,但是只适合制作网格结构板型件,不适合制作回旋体网格结构件;手工铺设法制作技术相对简单,但是劳动强度大,生产效率低,不适合大尺寸之间和批量生产。

缠绕成型法是目前制作复合材料网格结构最常用的方法,实现了网格结构的连续缠绕成型,制造工艺可能实现完全自动化。连续纤维缠绕被应用于复合材料网格结构成型,降低了制作成本,同时提高了制品的性能稳定性,易于实现批量生产。

缠绕成型网格结构在受轴向压缩时,其环向筋只受相当低的拉伸应力,其性能不是十分重要,蒙皮(通常是由环向缠绕制成的)几乎不受轴向载荷。螺旋筋是网格结构中的主要承载部件,所以选择制造工艺的主要目的是提供合适的品质和力学性能^[8]。

虽然加强筋存在单向微结构,但其刚度和强度却远低于单向层压件。到目前为止,工业生产的网格结构的螺旋筋的模量约是传统单向复合材料的80%,而压缩强度仅是传统单向复合材料的40%,原因有:

(1) 筋的相互交错,使得纤维体积分数不到50%;

(2) 纤维(尤其是高模量碳纤维)在与设备接触时损伤比较严重。

应该强调的是筋的最高纤维体积含量未必对应最有效的结构,从图5中可以看出,肋的比模量随纤维体积含量的增大而增加,而压缩比强度在纤维体积分数35%附近时有一最大值^[8]。

筋的性能与几何参数、纤维体积含量、孔隙率和纤维直线度有关。复合材料网格结构在成型时,网格槽中复合材料的压实、纤维体积含量的控制、孔隙率的控制、均匀性的控制,仅采取从槽上方加压的措施是不能实现的。槽中复合材料不能均匀受压,往往造成复合材料中存在孔隙和疏松、纤维体积含量过低等问题。复合材料孔隙率超过3%之后,制品性能将大幅度下降,因此疏松现象是不允许的。这个问题的解

决办法首先应从成型肋条的网格模具入手,着重解决肋条两个侧向加压,和固化过程的流胶模式,为此在复合材料网格结构成型时大多采用硅橡胶模具。当预浸丝填满槽后固化时,由于硅橡胶模受热膨胀产生的静压力作用,使得肋条的两个侧向受到均匀的压力。此时多余的胶可同时从槽上和四周流出,因此肋条的含胶量均匀,材料密实。而且硅橡胶极大的弹性,使网格结构的脱模很容易实现。用于制作模具的硅橡胶一般需满足以下技术要求^[8]:(1)流动性好,能自动充满模具;(2)硫化时间在24h之内;(3)有0.5h以上的操作时间;(4)线收缩率小于1%;(5)邵氏硬度达60~70;(6)抗张强度大于4MPa;(7)伸长率150%~200%等。从硅橡胶模具受力方面,网格结构模具一般附着在石膏芯模或砂芯模上,在整个操作过程中主要受压力作用,且变形较小,因此对硅橡胶的抗张强度和伸长率的要求可适当降低。

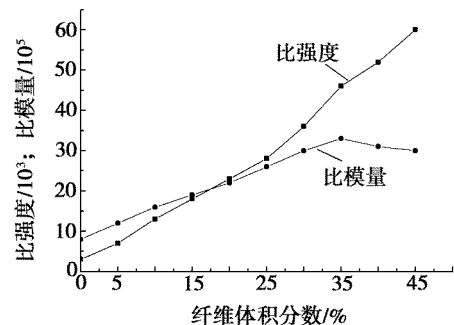


图5 螺旋筋的比强度和比模量与纤维体积分数的关系图

Fig. 5 Specific strength and specific modulus of helical ribs vs fibre volume fraction

5.2 复合材料网格结构型模的分类^[9~11]

(1) 软模成型。软模成型是采用在弹性材料上开网格沟槽成型的方法。美国空军菲利普实验室(USAF Philips Laboratory)在该方法上处于技术领先地位,并用于生产太阳能极板、整流罩和导弹适配器。但是软模成型方法也有其缺点:产品表面粗糙度大,筋条尺寸不稳定,产品固化后需要将软模劈开,成本较高,结构难以脱模。

(2) 采用硬质泡沫塑料开沟槽的模具方案^[1,3]。与软模法相似,纤维束和树脂进入泡沫沟槽从而形成网格结构。泡沫可以留在复合材料结构中,起到保温隔音的作用,也可以通过机械、化学或热破坏等方法除掉。这种方法的主要缺点在于:网格节点纤维体积分数最高为60%,筋条非节点部位纤维分数仅为30%,在这种纤维体积含量下,网格结构的性能远低于

于铺层成型复合材料结构。

(3)硬模法,如金属模。其缺点在于纤维体积含量低筋条高度不能过高,劳动强度大等。但优点也十分明显,即产品的尺寸稳定性好,精度高。

(4)复合模具法^[5],见图6。此种方法模具可由两种或两种以上的材料组成。一种是刚性的热稳定的基体材料,用于成型网格结构的整体轮廓形状,可选择金属或环氧树脂;另一种是高模量弹性材料,用于固定和成型网格材料的筋,最常用的为硅橡胶。

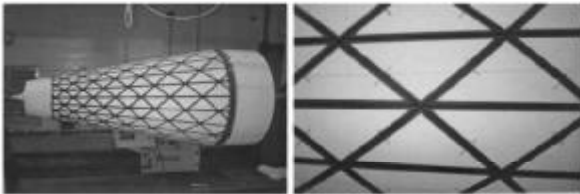


图6 复合模具法
Fig. 6 Hybrid tooling

(5)膨胀模块法,见图7。膨胀模块法由基体和膨胀模块两部分组成。基体要求是刚性的材料,膨胀模块则要求是不可压缩和高线胀系数的材料。固化过程中,模块膨胀提高筋的粘结性能。模块可以被固定于基体上或简单的放置到上面。依据不同的过程,筋可以在放置模块之前缠绕也可以在放置之后进行。

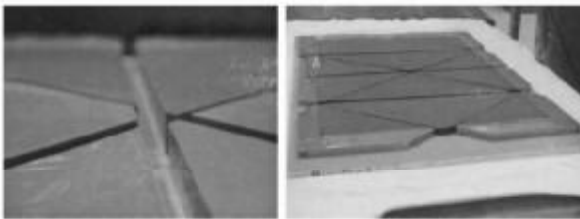


图7 膨胀模块法
Fig. 7 Expansion block tooling

复合模具法和膨胀模块法都是综合软模成型和硬模成型的优点,一方面保持产品表面粗糙度,筋条尺寸的稳定性;另一方面又可以通过弹性体对网格结构的网格部分的压缩作用,提高网格肋的性能稳定性。虽然两种方法与前面方法相比有很大的优势,但是对于一些要求高质量和高精度的部件,应用上述方法还是无法满足实际的需要。可以通过下面建立简化模型,分析膨胀体膨胀性的方法来提高制作工艺的精度。

在简化模型的处理方法中,基体材料底部对膨胀体的摩擦影响忽略不计。另外,还要假设基体的膨胀

比膨胀体的膨胀要小得多。简化后的情况见图8。

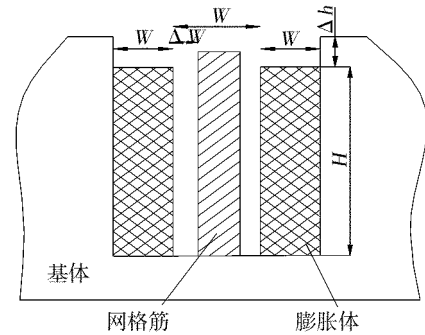


图8 膨胀体膨胀 Δw 和 Δh 使筋粘结
(Δw 和 Δh 表示膨胀体膨胀的尺寸)

Fig. 8 Expansion block Δw and Δh

忽略膨胀体底部摩擦的影响,那么膨胀体就不存在剪切变形,就可以构造出下面方程:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix} = \frac{1}{E} \begin{bmatrix} 1 & -\nu & -\nu \\ -\nu & 1 & -\nu \\ -\nu & -\nu & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \end{bmatrix} + \alpha \Delta T \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix}$$

式中, ε_i 表示*i*方向上的总应变, σ_i 表示*i*方向上的总应力。 E 、 ν 、 α 分别表示弹性模量、泊松比、膨胀体的线胀系数, ΔT 表示温度的变化。 z 方向上的应力假设为0,则平面屈服应力的条件为:

$$\varepsilon_x = \frac{1+\nu}{E} [(1-\nu)\sigma_x - \nu\sigma_y + E\alpha\Delta T]$$

$$\varepsilon_y = \frac{1+\nu}{E} [-\nu\sigma_x + (1-\nu)\sigma_y + E\alpha\Delta T]$$

假设在固化过程中,筋条中含的树脂是液态形式,膨胀体槽内充满了原材料,以减少和蒙皮之间产生的薄膜应力,膨胀所产生的各个方向的压力和整个系统的压力相等。因此有:

$$\sigma_x = \sigma_y = -\sigma, \varepsilon_x = \varepsilon_y = \varepsilon$$

可以得到:

$$\varepsilon = \frac{1+\nu}{E} [(2\nu-1)\sigma + E\alpha\Delta T]$$

$$\sigma = \frac{E}{2\nu-1} \left(\frac{\varepsilon}{1+\nu} - \alpha\Delta T \right)$$

式中, σ 是系统的压力, ε 是静体力学膨胀体的应变。

固化应力决定于材料固化的条件(如固化压力(σ)和固化温度(ΔT))。根据筋的尺寸来决定沟槽的宽度(w),可以得到要求的尺寸。

对于复合模具和膨胀模块法,膨胀体静力学应变可表示为:

$$\varepsilon = \Delta h/H = \Delta w/w$$

通过下面的公式可以把几何参数同筋的宽度和高度联系起来:

$$R_h = H + \Delta h$$

$$R_w = w + 2\Delta w$$

式中, R_h 、 R_w 分别为希望得到筋的高度和宽度。假设知道沟槽宽度 w , 就可以得到膨胀体的几何屈服参数:

$$H = \frac{R_h}{1 + \varepsilon}, \quad \Delta h = H\varepsilon$$

$$W = \frac{w - R_w}{2\varepsilon}, \quad \Delta w = W\varepsilon$$

6 复合材料网格结构的性能测试方法和评估

复合材料网格结构与传统的复合材料板层结构而言, 结构较为复杂, 材料参数和工艺影响因素较多, 性能和评估也较复杂。目前以有限元分析和构件性能试验两种观点为主。

6.1 有限元分析^[12]

以美国研究者为代表, 他们主张采用有限元的方法进行理论计算预测承载能力, 并结合试验, 通过对结构的应变跟踪^[13], 修正有限元分析单元。他们主张采用有限元的方法进行理论计算预测承载能力, 并结合破坏试验, 通过对结构的应变跟踪, 修正有限元分析单元^[14], 如 Inha University 的 Maenghyo Cho 和 Won Bae Kim 采用有限元法, 利用混合单元进行分析, 研究表明, 复合材料网格结构的线性屈曲分析十分有效, 四节点混合单元的计算结果精度较高。

6.2 构件性能试验^[15~16]

日本学者对直径 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, 通过对载荷—蒙皮应变曲线、载荷—筋条应变曲线、载荷—筋条蒙皮轴向弯曲应变曲线及载荷—位移曲线等多条曲线的分析, 较为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载荷传递情况, 从试验角度较为透彻地分析了网格结构的失效机理和破坏过程。

俄罗斯研究者认为^[17~18], 由于复合材料网格结构的复杂性, 使得网格结构参数是不可预测的, 也不能利用缩比模型或相对网格结构独立生产的结构件得到, 利用相互交叉的凹槽缠绕成型的筋条性能是非均匀的, 并且对凹槽尺寸、纤维数量、树脂黏度等因素十分敏感, 因此必须生产一个全尺寸的试验件进行破坏试验, 然后切取试片进行研究。

7 结束语

复合材料网格结构作为一种结构效率很高的结构形式, 和其结构本身可靠性高, 对损伤不敏感, 多次承载并不降低结构的承载能力, 应用面广, 如下:

(1) 级间段、油罐、承载容器、有效载荷承接管和运载火箭的减振装置;

(2) 机舱、机翼外壳和加强肋、直升飞机尾翼梁。

复合材料网格结构作为一种新型的材料结构形式, 在航空航天领域必将发挥越来越重要的作用。

参考文献

- 1 Vasiliev V V, Barynin B A, Rasin A F. An isogrid lattice structures-survey of development and application. *Composite Structures*, 2001; 54(1): 361 ~ 370
- 2 刘新东, 张强, 王喜占. 复合材料网格结构研制技术及发展. 见: 2007 中国(西安)国际高性能纤维复合材料发展论坛论文集, 2007: 107 ~ 111
- 3 李焯, 蒋元兴. 国外复合材料网格结构发展与应用情况概述. *复合材料——生命、环境与高技术*, 1999; 5(1): 11 ~ 15
- 4 Wegner P, John E. Application of advanced rid-stiffened structures technology to the minotaur payload fairing. *Composites*, 1999; 33(1): 11 ~ 18
- 5 Steven Huybrechts, Meink T E. Advanced grid stiffened structures for the next generation of launch vehicles. *Composite Structures*, 2000; 40(2): 28 ~ 32
- 6 陆集平. 炭/环氧复合材料网格加筋结构的研制. 见: 全国复合材料学会论文集, 1998: 42 ~ 47
- 7 Vasiliev V V, Rasin A F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications. *Composite Structures*, 2006; 76(4): 182 ~ 189
- 8 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; (2): 47 ~ 58
- 9 Kim T. Fabrication and testing of composite isogrid stiffened cylinder. *Composite Structures*, 1999; 45(3): 1 ~ 6
- 10 Kim T. Fabrication and testing of thin composite isogrid stiffened panel. *Composite Structures*, 2000; 49(1): 21 ~ 25
- 11 Higgins J, Wegner P, West B V et al. Post-buckling test response and analysis of fiber composite grid-stiffened structures. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2002; 32(5): 43 ~ 50
- 12 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; (1): 28 ~ 30
- 13 Meink T. Composite grid vs composite sandwich; a comparison based on payload shroud requirements. *IEEE*, 1998: 215 ~ 220
- 14 Wegner P, Ganley J, Huybrechts S M et al. Advanced grid stiffened composite payload shroud for the OSP launch vehicle. *Composite Structures*, 1997; 41(3): 24 ~ 29
- 15 Kidane S, Li G, Helms J et al. Buckling load analysis of grid stiffened composite cylinders. *Composites*, 2003; 34(5): 1 ~ 9
- 16 Tsai H C, Alper J, Barrett D. Failure analysis of composite bonded joints. In: 41st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Material Conference, 2000
- 17 Jaunky N, Knight N, Ambur D R. Optimal design of general stiffened composite circular cylinders for global buckling with strength constraints. *Composite Structures*, 1998; 41(1): 243 ~ 252
- 18 Wodesenbet E, Kidane S, Pang S. Optimization for buckling loads of grid stiffened composite panels. *Composite Structures*, 2003; 60(2): 159 ~ 169

(编辑 任涛)