

碳纤维增强复合材料接头研究进展

鞠 苏, 曾竟成, 江大志, 肖加余

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘要: 本文综合叙述了碳纤维增强复合材料接头的设计、成型工艺、强度分析、试验方法及其研究进展, 重点介绍了碳纤维增强复合材料耳片接头的尺寸设计、铺层设计和承载设计, 以模压法和三维编织法为例介绍了耳片接头的工艺流程, 对用于接头强度分析的有限元法、解析法及其相关的强度理论进行了叙述, 探讨了复合材料接头拉伸、弯曲和剪切的试验方法, 指出了接头设计和试验中存在的问题和今后的研究方向。研究表明, 碳纤维增强复合材料接头一般优先选择增强型层压式结构形式, 三维编织呈厚度方向增强结构以及关于接头疲劳的研究是今后研究和发展的方向。

关键词: 碳纤维增强复合材料; 接头; 设计; 成型; 强度; 研究; 进展

中图分类号: V258 文献标识码: A 文章编号: 1007-9815 (2006) 03-0029-07

Study Progress in Carbon Fiber Reinforced Composite Joint

JU Su; JIANG Da-zhi; ZENG Jing-cheng; XIAO Jia-yu

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

Abstract: The design, the manufacturing craft, the strength analysis, the method of experiment and the research progress of the carbon fiber reinforced composite joints were presented in this paper. The design of size, ply-up and loaded performance for the lug connector were introduced particularly. The flow of craft was also introduced by the example of moulding-press craft and three dimensions weave process. The finite element technology, analytic method and strength theory used in strength analysis of composite joint were presented in this paper. The method of tension, bend and shear experiment were discussed. The problem in the design and experiment of the composite joint were indicated. The research indicated that three dimensions weaving strengthened through the thickness direction and the fatigue of composite joint should be researched and developed.

Key words: carbon fiber reinforced composite; joint; design; molding; strength; research; progress

前 言

先进复合材料因其高比强度、高比刚度、良好的抗疲劳性、材料铺层的可设计性等优异特性, 在航空航天飞行器的结构中得到日益广泛地应用^[1]。在结构设计中, 复合材料结构部件的发展方向是力求实现结构的整体性, 不用或者少用连接, 就可以明显减轻结构的质量和提高结构的效率。但是, 由于当前技术水平的限制(例如热压罐尺寸、模具尺寸、材料和加工设备的限制等)以及结构设计、工艺、检验、运输和维修方面的需要, 必须安排一定数量的设计和工艺分离面、

维护口盖和多种外挂接口等。因此, 在复合材料结构设计中, 接头设计是必不可少的关键环节^[2]。

在航空领域, 最初复合材料是用在一些次要受力构件上, 如飞机垂尾、方向舵、升降舵、口盖等。随着科学技术的发展, 以及对飞机性能要求的提高, 复合材料的应用逐渐增加, 并且由次要受力构件转到主要受力构件, 如机身、机翼甚至接头等。复合材料接头容易与主结构融为一体, 实现整体结构, 从而省掉大量的机械连接, 进一步减轻结构质量, 提高结构寿命。这使其很具有吸引力^[3]。1970~1980年代初, 复合材料接头在国外进入使用阶段, 如F-15飞机起落架后支

收稿日期: 2006-04-28

作者简介: 鞠苏(1982-), 男, 湖北黄石人, 硕士研究生, 主修聚合物基复合材料研究专业, (电话)013574124460(电子信箱)jusujusu@126.com。

撑杆采用复合材料，接头与撑杆融为一体；MBB BO-105 直升机复合材料旋翼根部接头采用混杂复合材料；德国空客 A-310、A-320 飞机垂直安定面根部采用复合材料壁板外伸型接头，并与旋翼大梁融为一体；美国 A-7 飞机减速板铰链臂采用复合材料，并与大梁融为一体，作动筒支撑接头为独立接头，与蒙皮胶结在一起，机械连接在减速板梁上；荷兰福克公司的 F28 飞机减速板铰链臂用碳纤维复合材料制造并与梁融为一体，飞行试验件于 1978 年 10 月进入航线。在国内，复合材料接头研究起步于 1990 年代，主要有 K8 飞机减速板接头和运七飞机方向舵悬挂接头^[4]。这些接头都属于层压式接头，并与主结构融为一体。

复合材料接头的研制是一个复杂且综合性很强的技术问题，要考虑以承载能力为主要指标的设计要求、结构形式、材料的品种和性能、疲劳寿命、试验及测试、制造工艺等一系列问题。围绕复合材料接头研制而开展其设计、试验和工艺技术及方法研究具有重要的理论和实际意义，现已成为复合材料及应用研究的一个重要方向和前沿^[5]。

本文以具有典型代表性的碳纤维增强耳片式复合材料接头为例，介绍了复合材料接头的设计、制造工艺、性能测试、力学分析方法及最新

研究进展，并指出了目前复合材料接头研制中存在的问题和今后的发展方向。

1 碳纤维增强复合材料接头设计

1.1 接头设计理论

复合材料接头设计的基本要求是通过确定接头的基本参数以保证其承载能力和可靠性。其设计流程如图 1 所示。设计参数主要有 3 部分：一是承载要求及环境使用要求；二是接头以及相融合部分的结构参数及物理性能；三是工艺参数，如材料的选取、铺层方式、成型温度、损伤、残余应力等^[4]。

复合材料接头按材料和成型工艺可分为 4 类：一是短纤维模塑接头，短纤维模塑成型时同时形成接头，可以成型复杂的接头形式，但传递的集中载荷不大；二是长纤维缠绕接头，长纤维缠绕在连接螺栓衬套上，形成可以承受很大拉伸载荷的接头，复合材料桨叶接头为典型代表；三是层压板接头，层压板连接部位，局部采用铺层加强，固化成型后机械加工制孔，形成层合板接头，接头与层合板结构融为一体，可以承受较大的拉伸、压缩及剪切载荷；四是预成型件/RTM 结构件接头，这种接头与结构融为一体共同设

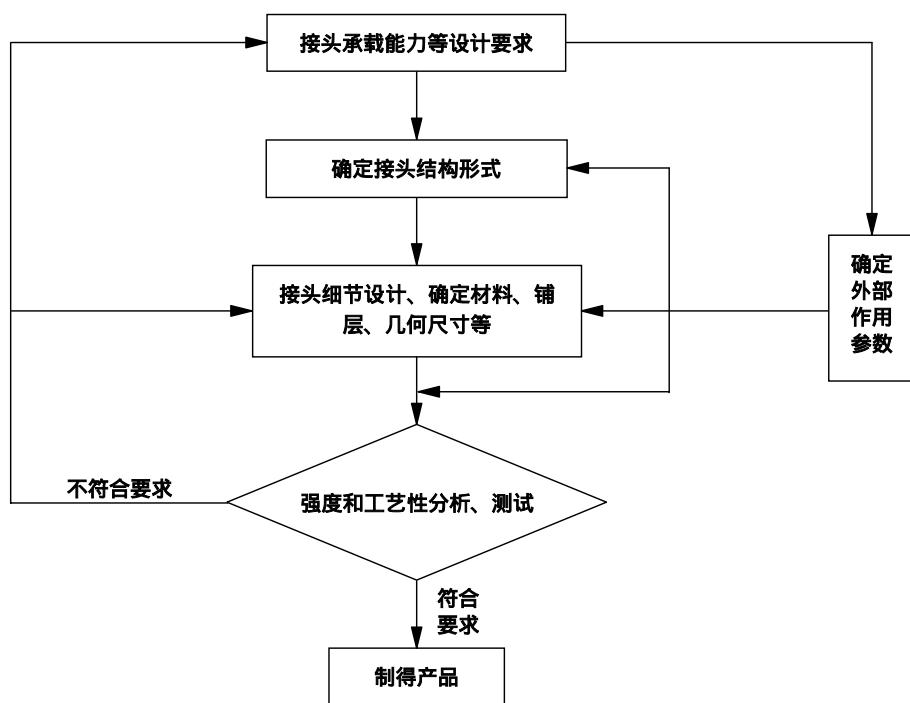


图 1 接头设计流程图

计,整体成型,工艺简单,减重效果明显,连接可靠,是目前研究开发的方向^[6]。

提高主承力接头承载能力是接头结构形式设计的基本原则。复合材料层压结构是由一层层单向布或织物铺叠而成,在某种程度上不受结构厚度和形状限制,材料浪费少,制造周期短。现行国内外飞机所采用的复合材料主承力接头一般都是层压式结构,并与主结构融为一体,由于层压式结构无论在理论研究,还是在制造成型工艺上都相对成熟,层压式结构是主承力接头首先要考虑的结构形式。

复合材料接头的主要破坏形式有单一型和组合型两类。单一型破坏模式有拉伸破坏、劈裂破坏、剪切破坏、拉脱破坏、挤压破坏等。组合型破坏模式为两种以上单一型破坏同时发生的情况,如拉伸-剪切、挤压-拉伸、挤压-剪切、挤压-拉伸-剪切等。文献^[7]对层压式复合材料接头进行了研究,提出通过特殊局部缠绕成型、补加成型、应用特种加强件、在加厚端头中嵌入高强度薄片(金属薄箔、硼膜片等),可以大大提高复合材料接头的强度。文献^[4]为提高飞机翼面外伸接头抗拉能力,采用了以下3种增强型层压式接头形式:①混杂环绕接头:在垂直耳片平面内采用混杂环绕铺层,靠近孔边用低模量纤维,远离孔边用高模量纤维,以缓解应力集中,提高抗拉能力;②预应力环绕接头:U形环绕件固化成型后,施加载荷使U形件头部内层产生压缩应力,外层产生拉伸应力,而后采取一定措施保持这种预应力状态与蒙皮二次固化,以降低接头承载时孔边应力峰值,提高抗拉能力;③钛箔增强接头:在接头头部铺层中插入一定数量钛箔,以提高抗拉能力。文献^[8]中提到将SMA(形状记忆合金丝)丝埋入复合材料多钉接头钉孔周围,利用形状记忆合金丝的热-力耦合特性,通过加热SMA丝使之产生回复力,达到多钉钉载分配均匀化,从而提高连接效率。

随着3维编织复合材料的出现,层压复合材料层间抗拉强度脆弱的致命弱点得到克服。国内外对3维编织工艺,刚度、强度预计,实验等开展了研究^[9~11]。与3维复合材料相对应,现在发展较快的是准3维(或2.5维)复合材料,即在复合材料厚度方向有纤维增强。这种复合材料与

3维结构相比工艺技术难度较小,成本较低且适于批量生产,同时具有3维增强复合材料的耐冲击、抗分层等优点。总之,3维编织或厚度方向增强结构是复合材料主承力接头需重点研究的结构形式。

对主承力接头的损伤容限分析及设计,也是复合材料接头一种新的设计方法。作为主承力结构,进行损伤容限分析是必需的和重要的。保证复合材料构件满足损伤容限要求可采用两种不同的方法^[12]:一是采用损伤增长概念,即如果发生重大的损伤/缺陷增长,应该在服务中预期的重复载荷下,在初始可探性和为剩余强度所确立的损伤范围内,评价每种缺陷/损伤的增长特性,必须确定缺陷/损伤增长的统计变异性及有效循环数,以证实检查间隔。然而,对复合材料结构的损伤扩展尚无满意的准确预测方法,主要还是依靠试验作为基础。二是采用无损伤增长概念,即适当控制设计应变,以使得在结构使用寿命内,当出现内在的和离散源损伤时,在预期的服务谱下,这些缺陷和损伤应不增长。这一概念基于复合材料结构在一定的载荷水平下存在着损伤不扩展或扩展非常缓慢的特性。该方法目前被广泛采用,通常是通过限定结构元件的设计许用值(应变值)的办法来实现的。而且,对于常用的复合材料体系,采用“损伤无扩展”设计概念在多数情况下可以覆盖疲劳问题。德国人在设计A320复合材料垂直安定面时,依据多年的复合材料研究、试验和使用经验,采用无损伤增长概念,经全尺寸静力/疲劳试验验证是非常成功的,复合材料主承力接头损伤容限分析宜采用该方法。研究内容包括设计许用值的确定、结构形式、选材等因素的综合考虑等^[4]。

1.2 耳片接头设计

耳片是一般接头的主要组成部分,研究复合

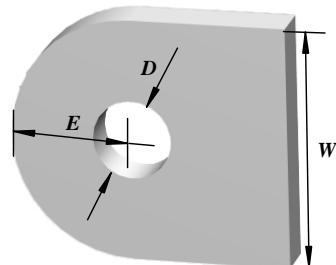


图2 耳片接头尺寸示意图

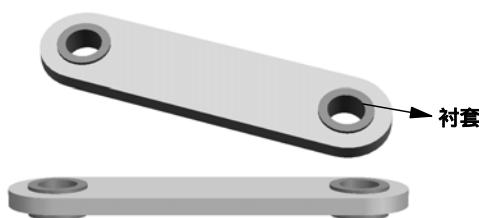
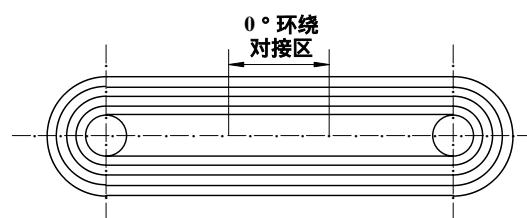
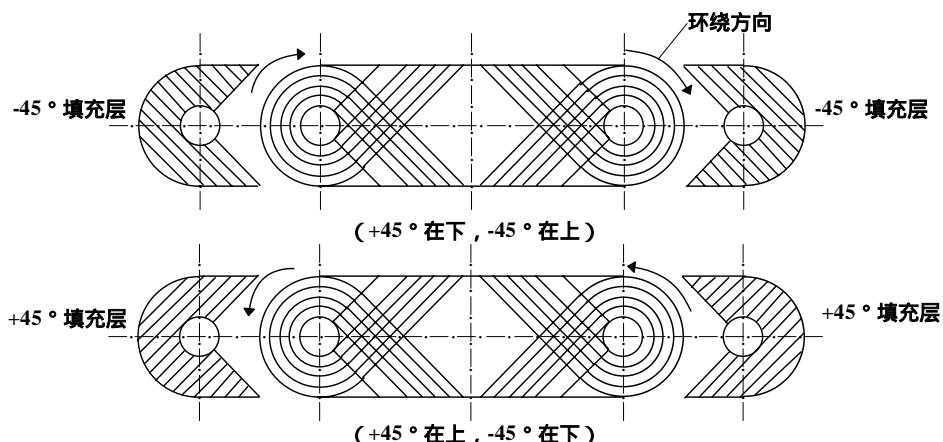


图 3 耳片试件

图 4 0° 环绕示意图^[12]图 5 45° 环绕示意图^[12]

材料耳片接头对于研究复合材料接头具有重要意义。国内外已经开展了许多关于耳片接头的研究工作^[12]。耳片接头设计包括：尺寸设计、铺层设计、承载设计、环境因素、质量、成本效率、可靠性设计等。

图 2 为耳片接头端部尺寸示意图，其中 W 、 D 、 E 分别为接头板宽、孔径和端距。影响耳片接头承载性能的尺寸因素有：接头板宽与孔径之比 (W/D)，端距与孔径之比 (E/D)。大量研究表明：当 $W/D \geq 5$ 、 $E/D \geq 3$ ，孔心距板边应至少 $> 2 \sim 2.5$ 倍的孔径时，接头强度较高，破坏模式为挤压破坏^[13]。

铺层设计主要包括：选取合适的铺层角，确定各种铺层角的铺层百分比和铺层顺序等。此外还有局部的铺层设计工作，如在连接区、局部冲击载荷区及开口边缘等处的铺层局部调整，以及在结构尺寸和结构外形突变区的铺层过渡问题。铺层采取常规铺层和环绕铺层相结合的方式，环绕铺层如图 4、图 5 所示。文献^[14]对铺层设计的一般方法进行了介绍。不同的铺层方式对接头的承载能力有重要影响^[15]。

耳片衬套的镶嵌，原来一般采用间隙配合，胶接固定，但其承受拉、压疲劳试验后，衬套很快会脱落，不能满足使用要求，主要原因是由于胶粘剂挤压强度及模量低，在一定应力作用下会破坏松动甚至脱落。耳片与衬套过盈装配能增加接头的抗疲劳性能。过盈装配使耳片孔边产生预压应力。接头受载后，在由外载引起的耳片孔边的压应力小于或等于预压应力的情况下，耳片孔边受压部位的实际应力近似等于预压应力，与耳片孔边受压部位对应的另一边出现压/压交变应力。这样就不会出现衬套对耳片冲击现象，接头的抗疲劳性能提高。若耳片与衬套的过盈量较小，耳片孔边预压应力小于外载引起的压应力，衬套对耳片孔边的冲击现象不能彻底消除，接头抗疲劳性能的提高将不突出。因此，耳片与衬套装配的过盈量要经过分析，只要选取合适的过盈量，其抗疲劳性能会大大改善^[14~15]。

层压式复合材料耳片接头的破坏模式主要有 5 种：拉伸破坏、剪切破坏、挤压破坏、劈裂破坏和拉脱破坏。同时，这 5 种破坏模式还会发生组合破坏。其中挤压破坏为局部破坏，承载能力

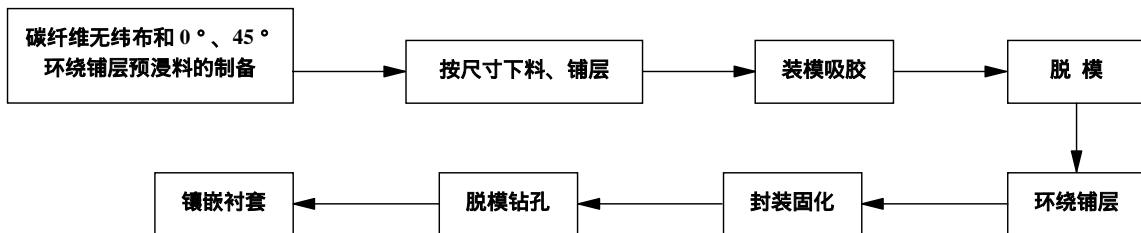


图 6 层压式复合材料接头成型工艺流程图

最高,因此应尽量将接头设计成仅发生挤压破坏或以挤压破坏为主的组合破坏模式。为了对接头进行承载设计,可以把 Chang 的特征曲线和 Yamada-Sun 准则结合起来对接头的极限承载能力进行预测^[17~18]。

2 碳纤维增强复合材料接头成型工艺

耳片接头的成型工艺分两种情况:一是层压式耳片接头。层压式接头是通过碳纤维单向预浸料铺层压制而成,对于航空结构一般选用的碳纤维为 T700-12K,基体材料为 TDE-86 环氧树脂^[5]。具体工艺流程如图 6 所示。

二是 3 维编织复合材料接头。采用 4 步法 3 维编织技术制成预成型件,编织结构可分别设计为 3 维 4 向编织、3 维 5 向编织、3 维 6 向编织等编织方式。所谓 3 维 4 向编织是指利用 4 步法编织工艺形成的预成型件,编织纱线在预成型件中沿 4 个方向排列。3 维 5 向和 3 维 6 向编织工艺是在基本的 3 维 4 向编织工艺基础上,加入了沿制件长度方向和宽度方向不动纱,以提高这两个方向的力学性能。单耳连接试验件连接孔的加工可分为两种情况:其一,在 3 维编织预成型件时,预埋金属衬套,编织预留连接孔,采用 RTM (Resin Transfer Molding 树脂传递模塑) 工艺固化后,不抽掉金属衬套,制成单耳连接接头;其二,按接头名义厚度编织成平板,按其外形尺寸加工预成型件,机械加工钻孔,镶嵌金属衬套,采用 RTM 工艺固化后,制成单耳连接接头^[5]。

3 碳纤维增强复合材料接头强度分析

目前对于各种复合材料接头的强度分析主要是以解析法与有限元法相结合为主。对于复杂的

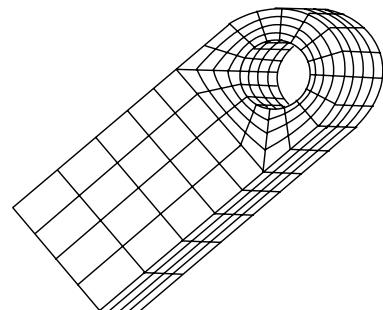


图 7 耳片接头有限元网格划分

受载及连接形式则只能通过有限元法(图 7)与试验相结合的方法来研究。

复合材料是多相组合体,以微观力学的观点来看,主要存在纤维主导、基体主导和界面分层主导等 3 种破坏形式。对于工程应用来说,主要采用以下 3 种宏观强度理论:一是把各向同性材料中的最大应力理论推广到正交异性材料中,认为只要主方向材料一个应力分量达到相应的基本强度时,材料就发生破坏;二是认为提出当沿材料主轴发生的应变达到它们的极限值时,材料就发生破坏;三是各向异性材料的交互作用破坏准则,先是将各向同性材料的屈服条件推广到正交异性材料,进而推广到抗拉压强度不等的各向异性材料以及引入 6 个强度参数来定义破坏。为确定复合材料接头破坏时的载荷,先后提出了多项失效准则和破坏假设,如 Yamada^[19] 基于当每层均破坏导致沿纤维开裂时发生破坏的假设,提出如下失效准则:

$$(\sigma_x / X)^2 + (\sigma_{xy} / S_0)^2 = e^2$$

当 $e < 1$, 不破坏; 当 $e \geq 1$ 时, 破坏。

式中: σ_x 和 σ_{xy} 分别是某层的纵向和剪切应力(x 和 y 分别平行和垂直于该层纤维方向的坐标), X 是单层的纵向抗拉伸强度, S_0 是对称正

交层合板的抗剪切强度, 该层合板具有与所研究的层合板一致的层数。

Chang F K^[20] 等提出一种复合材料机械连接接头破坏强度估算并分析其破坏方式的方法, 第一步用有限元法计算层压板中的应力分布, 第二步结合 Yamada 破坏准则估算出破坏载荷和破坏方式。Wilson D W^[21] 等发现在螺栓连接强度和几何参数之间存在函数关系。Robert C 和 Van Siclen^[22] 评价各种复合材料增强方案, 如金属箔片、外部胶接的金属增强件, 层压正交层铺叠和玻璃纤维“软化窄条”, 并分别给出抗拉伸和抗剪切强度等经验公式。

研究复合材料损伤力学通常采用两种方法: 一是建立连续介质模型, 引入损伤参数, 形成损伤力学体系; 二是从层合复合材料的损伤机理出发, 根据微观的分析, 提出数学模型, 用宏观力学进行分析, 再用实验进行验证^[4]。Wolff R V 和 Lemon G H^[23] 利用结构可靠性技术, 对两种复合材料接头的试验数据进行分析, 且建立 Weibull 形状参数的结合分散数据法。Wang 和 Chin^[24] 提出用刚度作为累积损伤的指标。文献^[25] 将材料内部的损伤归结为用一组向量场变量表示的响应函数, 从而推导出在一个给定损伤状态下复合材料在等强、小变形情况下的本构方程。Rcifsnider 和 Highsmith^[26] 把纤维复合材料看成一个伸长的

椭球悬挂于基体上, 并把其中纤维断裂视作长短轴长的变化, 得出纤维断裂产生刚度变化是微小的结论。Steif^[27] 通过显微结构图的观察, 认为纤维的断裂导致靠近断裂处的纤维/基体的界面产生很高的剪切应力, 当超过其极限值就会产生脱胶。

4 碳纤维增强复合材料接头试验研究

复合材料接头的研制非常注重试验与验证工作^[4]。Gehring 和 Richard W 在典型的使用条件下, 对硼/环氧层压板机械连接进行强度试验, 评述试验件、试验方法及结果, 并给出具有 90 % 存活率的应力循环次数曲线。Thuresson S 和 Abelin R 通过对 MEI-18 飞机全复合材料机翼疲劳试验, 研究相应的载荷谱编制、试验设备以及方法, 并完成了 2 500 飞行次数的疲劳试验。在 K8 飞机减速板复合材料接头研制中, 探讨了耳片接头的拉伸、剪切、弯曲等试验方法(图 8)。由于国内尚无纺织复合材料连接件力学性能的试验标准, 文献^[5] 提出一套适用于测定 3 维编织复合材料抗拉伸性能的试验方法。该文中所有试验均参照国内外的有关试验标准进行。参考的试验标准有 ① Standard Test Methods for Textile Composites, NASA CR 475 1; ② ASTM D 953, “Standard

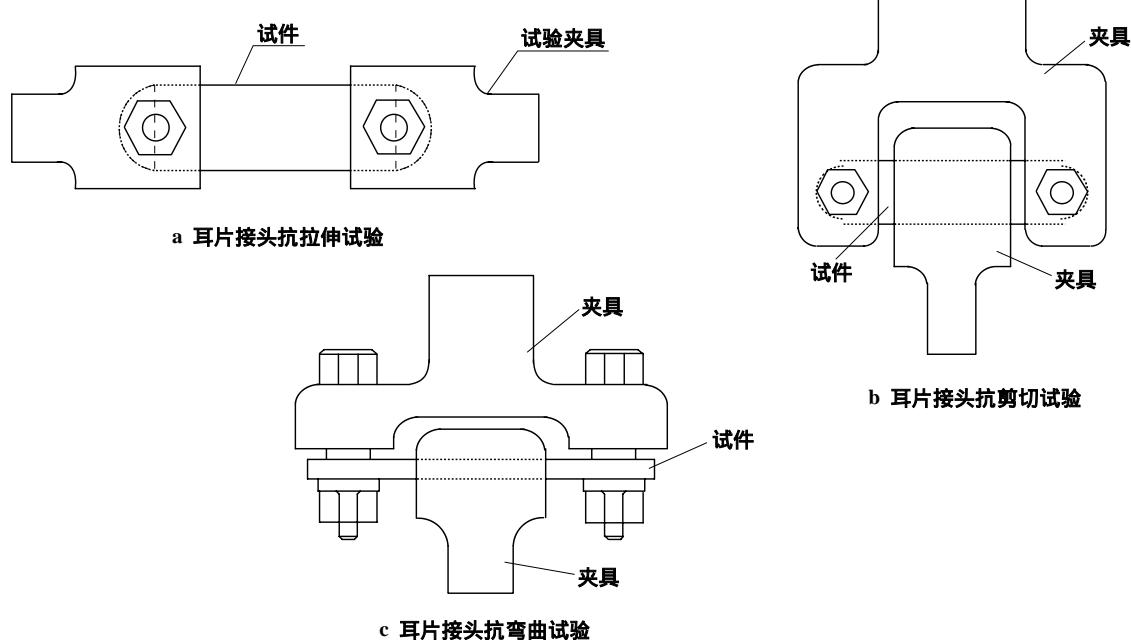


图 8 静载试验示意图

Method of Test for Bearing Strength of Plastics", Annual Book of ASTM Standards, Vo1.8.0 1, American Society for Testing and Materials; ③ GB/T 14469 · 1983 纤维增强塑料性能试验方法总则; ④ GB/T 7559.1987 纤维增强塑料层板螺栓连接挤压强度试验方法。

5 结论与展望

目前复合材料接头一般优先选择增强型层压式结构形式,随着应力水平提高,3维编织呈厚度方向增强结构是发展方向。同时,应特别注意主承力接头的层间及3维应力分析,且宜用无损伤增长概念进行复合材料主承力接头的损伤容限分析及设计。设计应充分考虑接头与主结构连接形式、结构、传力形式及集中力扩散等问题,解决好主承力接头与主结构的融合设计。接头的研究应注重接头以及融合体的各类实验,尤其是无损检测、实验精度、实验方法以及环境模拟等有待进一步完善。

关于复合材料接头疲劳的研究具有很大的研究价值和应用前景^[28~30],但其研究十分复杂,对其预测也相当困难,原因主要在于:由于复合材料本身疲劳问题就存在很大复杂性,并且复合材料层合板疲劳问题现在还没有一个公认的解决方法,相对于挤压孔层合板接头疲劳研究就更有难度。目前对复合材料接头疲劳的研究还多以实验为主,找到一种能适合工程需要的疲劳预测方法仍然是工程界迫切需要解决的关键问题之一。对于未来纤维增强复合材料接头疲劳研究工作主要包括:建立有效、准确且便于工程应用的通用疲劳预测模型及方法;寻求更有效的接头疲劳破坏检测方法;对疲劳的损伤机理进行深入研究等。

参考文献:

- [1] 谢鸣九. 复合材料连接手册[M]. 北京:航空工业出版社, 1994.
- [2] 王震鸣, 范赋群. 复合材料及其结构的力学进展(第二册) [M]. 广州:华南理工大学出版社, 1992.
- [3] 李友和. 复合材料接头三维有限元技术研究[J]. 洪都科技, 2001, (1): 6 - 12.
- [4] 史坚忠, 黄维杨. 复合材料承力接头设计的相关理论与应用概述[J]. 华东交通大学学报, 1998, 12(15): 38 - 44.
- [5] 郑锡涛, 谢鸣九, 柴亚南. 航空结构三维编织复合材料单耳接头破坏模态[J]. 结构强度研究, 2005, B04: 45 - 53.
- [6] 王国平, 黄领才, 王冠. 复合材料层板多钉连接设计与试验研究[C]. 第19届(2003)全国直升机年会论文: 65 - 70.
- [7] 沃洛别依BB, 西洛特金OC. 复合材料结构连接技术[M]. 北京:国防工业出版社, 1991.
- [8] 赵美英, 王新年, 万小朋. SMA智能复合材料连接接头钉载自适应分配研究[J]. 机械科学与技术, 2002, 21(3): 446 - 447.
- [9] ISHKAWA T, CHOUT W. Stiffness and strength behavior of woven fabric composites[J]. Material Science, 1982, 17: 321.
- [10] 周光明. 三维编织复合材料力学性能与成型研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1994.
- [11] 杨桂, 等. 复合材料三维整体编织结构技术与特性[J]. 复合材料学报, 1992, 9: 85 - 91.
- [12] 崔海涛, 温卫东. CFRP双剪单钉连接接头强度分析[J]. 宇航材料工艺, 2004, 4: 44 - 47.
- [13] 汪裕炳, 张全纯. 复合材料的结构连接[M]. 国防工业出版社, 1992.
- [14] 朱敏. 层压式碳纤维复合材料耳片接头技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2004.
- [15] 史坚忠. 复合材料主承力接头设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1999.
- [16] 张文荣. 复合材料耳片接头承载力试验[J]. 洪都科技, 2001, 1: 38 - 42.
- [17] 刘波, 秦瑞芬. 复合材料对称层压板螺栓连接孔边应力分析和接头承载能力预测[C]. 第18届(2002)全国直升机年会论文: 258 - 262.
- [18] 崔海涛, 温卫东. 复合材料层合板单排多钉双剪联接接头强度分析[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 628.
- [19] YAMADA S E. Analysis of laminate strength and its distribution[J]. Journal of Composite Materials, 1978, 12.
- [20] KU KUO CHANG. Strength of mechanically fastened composite joint[R]. AD-A121407, 1982.
- [21] WILSON D W. Failure analyses of composite bolted joint[R]. NASA N81-11413, 1980.
- [22] ROBERT C, VAN SICLEN. Evaluation of bolted joints in graphite/epoxy[R]. AMMRC-MS-74-8, 1974.
- [23] WOLFF R V, LEMON G H. Reliability prediction for composite joint-bonded and bolted[R]. AD-A026408, 1976.
- [24] WANG S S, CHIM E S M. Fatigue damage and degradation in random short fiber SMC composites [J]. Journal of composite Materials, 1983, 17.

(下转 45 页)

6 风能方面

全球风能工业是复合材料的高容量市场，没有放慢的标记，2005年又是一个创记录的年份。根据全球风能协会（GWEC）刚刚发布的数据，2005年装风力发电机容量为11 769 MW，年增长率为43.4%。安装新发电设备总金额为120亿欧元以上，全世界总的装风力发电机容量，目前为59 322 MW，比2004年升高25%。

风力发电机叶片制造厂商难处理他们制造的技术，而倾向于增强大型风力发电机转子叶片的设计，认为只有采用碳纤维减轻质量，而保持叶片的刚度。例如，西班牙风力发电机制造厂商Gamesa公司，在他们的G87和G90 2 MW风力发电机上，使用了碳纤维/环氧树脂预浸料。G90的44 m长叶片，质量约7 000 kg。2005年3

月，碳纤维供应厂商Zoltek公司与Fiberblade SA（一个Gamesa公司的贸易单位）公司发布1项长期项目供应协议，在协议中提到，预计提供65~75百万美元的碳纤维及碳纤维材料，超过制造厂商转子叶片计划的第一个3年。

Vesta风能系统公司的V90 3 MW发电机的特点，发电机叶片长44 m，采用碳纤维代替玻璃纤维的构件，使叶片质量减轻。这意味着44 m叶片的质量，与该公司V80 2 MW发电机且为39 m长的叶片质量相同。Vestas公司的设计人员承认，碳纤维不能立即选择，因为它是一种导电材料，但它持有特点，公司为了结构较轻的发动机，要研发一种轻型防护系统，使得碳纤维的导电特性变为有利。

（以上毕鸿章稿）

（上接28页）

气密性能测试分析，主要结论有：

(1) 制备的两种囊体材料均符合飞艇用囊体材料要求，其面密度适中，力学性能和气密性能较好，各项参数均超越国外第四代囊体材料指标。

(2) 试样抗拉性能主要取决于纤维织物基质，表面膜层数目及复合工艺对其影响甚微。对氦气的阻隔性能主要取决于表面EVAL膜层，因此复合工艺一定要避免对表面薄膜材料造成破坏。

参考文献：

[1] 白树成,曲建直.飞艇囊体材料的发展[J].材料工

程,1993,(8):44~49.

- [2] 潘菊芳,王志明,王球林,等.飞艇囊体基础材料及附属材料的开发[J].纺织科学与技术,1992,(4):6~8.
- [3] 白树成,曲建直.层压囊体材料在FK-4飞艇上的应用[J].材料工程,1993,(9):17~19.
- [4] 顾钰良,顾珂里.层压纺织复合材料的生产与应用[J].产业用纺织品,2000,(8):37~41.
- [5] 柴雅凌.层压技术进展[J].产业用纺织品,1996,(2):2~5.
- [6] THEILE J R. The Design and Development of the Grace Aircrater GAC 20 Airship[R]. AIAA 85-0869.
- [7] www.zedtech.com.cn/fabrics/airship_fabrics.
- [8] 黄志文.测试条件对纱线强伸性能测试结果的影响[J].广东化纤,1996,(3):29~31.

（上接35页）

- [25] 瑞麦施·塔尔端加.复合材料疲劳[M].北京:航空工业出版社,1990.
- [26] REIFSNIDER K L, HIGHSMITH A L. The relationship of stiffness changes in composite laminates of fracture-related damage mechanisms[J]. Fracture of Composite Materials, 1982.
- [27] STEIF P L. Stiffness reduction due to fiber breakage [J]. Composite Materials, 1984, 17.

- [28] 中国航空研究院.复合材料飞机结构耐久性/损伤容限设计指南[M].北京:航空工业出版社,1995.
- [29] 王丹勇,温卫东,崔海涛.纤维增强复合材料机械连接接头疲劳研究进展[J].材料科学与工程,2005,23(4):614~618.
- [30] 欧洲航空局.空间结构复合材料设计手册[M].西安:中国航空航天强度研究所和第四研究院出版社,1992.