

纤维增强复合材料螺接接头挤压 强度的估算方法*

羊 羚

(西北工业大学, 1983年5月3日收到)

摘 要

一些研究者采用比较简单有效的工程方法来估算纤维增强复合材料螺接接头的强度, 但是这些方法均未考虑由于螺栓拧紧后对螺栓强度的影响。本文在对试验结果观察分析的基础上提出一种单孔螺接接头的临界挤压强度的估算方法, 考虑了螺栓拧紧的效应。计算结果与碳/环氧迭层试验结果有较好的一致性。

一、引 言

随着纤维增强复合材料螺栓连接在飞机结构中的广泛应用, 深入研究螺接接头的破坏(破坏载荷的确定以及破坏模式、破坏部位的分析等)成为十分必要的工作。由于复合材料的各向异性、脆性和非匀质性, 加剧了孔边的应力集中, 使连接部位的局部破坏概率增大, 作者在“复合材料螺栓连接设计”^[1]一文中, 对螺栓连接可能出现的破坏形式和影响连接强度的因素等问题进行了综合分析, 从而明确为了提高螺栓接头的连接强度, 接头的几何参数 w/D 和 e/D 的选取应使得接头不出现拉断破坏和剪切破坏, 而只可能产生挤压破坏。因此, 确定连接强度的理论研究就显得更为重要了。

螺栓接头的强度分析, 首先要求通过分析和计算, 求出各向异性的有限宽平板在螺栓载荷作用下接头区的应力分布, 然后采用适当的静力强度破坏准则, 按照某种破坏定义确定接头的连接强度。对这类带加载孔的迭层板的应力分析, 无可用的解析解, 因此采用数值解法来确定其应力分布。在螺接接头的连接强度和破坏模式方面已经进行了不少的研究^[2~8], 但是还没有一种简单的方法能对所有的破坏模式准确地求得螺接接头的强度。近年来国外一些研究者试图用工程技术人员所欢迎的比较简单工程方法来预算螺接接头的强度。

Wilson和Pipes^[9]对复合材料螺接接头进行了剪脱破坏模式的分析, 在正交各向异性四边形元素平面应力有限元分析的基础上, 采用点应力强度准则和应力函数多项式提出了剪脱破坏强度分析的半经验公式, 用来估算接头几何参数对连接强度的影响。点应力准则中的特征距离 d_0 是通过 $[45/0/-45/0_2/-45/0/45/0_2/90]$ 岩墨/环氧迭层螺接试验得到的试验数据确定的。我们知道, 特征距离破坏准则不论是平均应力准则或是点应力准则都需要知道特征

* 钱伟长推荐。

距离 d_0 ，对于不同的材料或孔径并没有标准的方法来找到这个值，人们常常用自己的试验结果来选用不同的 d_0 值。另外，在这类准则里只用了一个应力分量来估算连接强度而实际上孔边所有点都是平面应力状态，并且随着迭层参数的变化，孔边的应力分布和应力集中最严重的点的位置都将随之改变。作者在“碳纤维复合材料迭层平板孔边应力分析”^[10]一文中对此进行过比较详细的分析。因此，在此基础上提出的剪脱破坏强度分析的半经验公式的应用是有条件的。

Tang^[10]对复合材料接头在拉伸载荷和螺栓载荷同时作用下的静强度进行了研究。对厚度小于0.63cm的薄迭层在 $w/D \geq 6$ 、 $e/D \geq 3$ 的情况下，提出了拉伸破坏系数的概念。利用现成的几种有 0° 、 90° 、 $\pm 45^\circ$ 铺向角的石墨/环氧对称迭层的数根，用插值法估算分层比例变化后的其它洞层在拉伸载荷和螺栓载荷不同组合下的破坏载荷和相应的破坏模式。

Soni^[11,12]采用刚性核来模拟螺栓，用一均匀分布的载荷来模拟螺栓对孔的加载状态，通过有限元素法对带有螺栓加载孔的接头试件进行应力分析，并同张量多项式准则对每一分层进行强度分析，从而确定迭层二极限强度。

国内不少单位为了研究螺栓连接强度也进行了一些实验研究^[13~15]，给出了接头几何参数、拧紧力距、铺层参数等因素对螺栓连接强度的影响，还进行了碳/环氧迭层中嵌入钛箔和玻璃布后螺接强度的试验研究，积累了很多有用的数据和经验。实验结果一般只给出螺接接头单孔试件的破坏载荷 P_{max} 及破坏后测得的孔的最大变形量。可是对飞机结构设计人员来说，最感兴趣的还是螺接接头刚开始发生破损时所对应的载荷以及当孔变形量达到某一数值后，变形将载荷的增加而迅速增强，与这一特定变形值所对应的载荷值。除了接头的连接强度值以外，了解最先发生破损的部位以及破坏模式也是十分必要的。

因为螺栓连接设计应该尽可能使 w/D 、 e/D 满足一定的要求，使接头产生挤压破坏，以提高连接效率，所以挤压强度如何估算，又如何通过迭层的铺层设计来提高其挤压强度，便成为很有意义的课题，有关这方面研究工作的资料还不多。本文采用经典迭层板理论和有限元分析方法，计算螺接接头区的应力分布，并在分析观察试验结果的基础上，提出一种螺接接头挤压强度的估算方法。

二、分析 方 法

鉴于目前在飞机结构中应用最多的是处于平面应力状态的对称迭层板，因此本文的分析是针对这类迭层板的。

复合材料迭层在单向拉伸载荷作用下，为了模拟螺栓对孔的作用载荷，本文假定载荷按余弦曲线规律分布如图1所示。分布载荷在 x 方向上合力等于拉伸载荷的合力 Q

$$p = \frac{2Q}{\pi R} \cos \theta$$

式中 p 为孔周单位弧长上的使用荷载

R 为螺栓孔半径

θ 角从 x 轴量起，逆时针为正

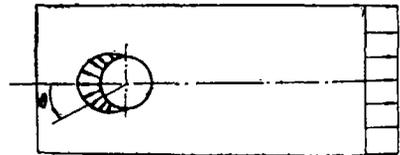


图1 螺栓载荷的分布

采用作者自编的平面应力等参元程序进行带孔迭层平板的应力分析，此程序的功能包括求解各节点修正后的应力分量 σ_x 、 σ_y 、 τ_{xy} ；孔边或垫圈外诸节点的径向和周向应力 σ_r 、 σ_θ 及

τ_{xy} ; 各单元应力分量 σ_x 、 σ_y 、 τ_{xy} ; 由各单元应力求解各分层的主轴应力并用广义二阶相互作用准则 (Norris准则) 对每一分层进行强度分析; 逐级增载反复计算最后求得临界挤压载荷。迭层的等效工程常数 E_x 、 G_{xy} 和 μ_{xy} 由经典迭层板理论求得, 即将迭层板处理成为等效的匀质正交各向异性板。

单元刚度矩阵为

$$[K]^e = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 [B]^T [D] [B] |J| t d\xi d\eta$$

式中的弹性矩阵 $[D]$ 为等效的正交各向异性材料的刚度矩阵。

$$[D] = \begin{bmatrix} \frac{E_x}{1-\mu_{xy}\mu_{yx}} & \frac{E_x\mu_{yx}}{1-\mu_{xy}\mu_{yx}} & 0 \\ \text{对} & \frac{E_y}{1-\mu_{xy}\mu_{yx}} & 0 \\ & \text{称} & G_{xy} \end{bmatrix}$$

由有限元程序计算得到的各单元应力 σ_x 、 σ_y 和 τ_{xy} 为该单元的平均应力, 根据单元内各分层在载荷作用下变形一致的条件求得各分层的主轴应力, 采用 Norris 准则对每一分层进行强度分析。

Norris 准则为:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{XY}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S}\right)^2 = 1$$

式中 σ_1 、 σ_2 、 τ_{12} 为单元各层的主向应力分量

X 、 Y 、 S 为所采用的单向复合材料的主向极限强度。

程序的框图如图2。

三、对复合材料迭层螺栓连接的“破坏”的定义

飞机结构的特点之一是由于它是多次使用的结构, 因此要求在重复使用时结构不应有明显的损伤, 故而复合材料迭层螺栓热接接头在使用时孔附近亦不应有明显的损伤, 这样就要涉及到如何定义复合材料螺栓连接的“破坏”问题。

通过对破坏试件的观察分析, 发现销钉加载时由于没有侧向限制, 销钉对孔加载引起孔边迭层局部破坏 (散层、压坏) 而加有金属垫圈的螺栓接头由于螺栓拧紧, 通过垫圈将孔边周围垫圈下的迭层压紧, 破坏首先在垫圈外沿发生 (散层、材料堆积局部凸起), 如图3所示。因此本文假定当拧紧力矩达到所需数值后, 垫圈下的迭层不会首先发生破坏。同时由于有限元计算模型网格划分较细 (在本例中, 孔边和垫圈外沿的每个单元面积仅为 1mm^2), 当垫圈外 (螺栓加载) 或孔边 (销钉加载) 种个单元中一个分层出现破坏时并不会影响迭层的总体刚度特性。

根据以上分析, 本文对复合材料进层螺栓连接的“破坏”的定义为: 当垫圈外沿某个单元的一个分层开始出现破坏时就认为整个螺栓连接“破坏”了, 此时所对应的载荷即作为螺栓连接的临界挤压载荷。对于飞机结构中带间隙的叉形接头相当于销钉加载情况, 由于没有垫圈和螺栓的压紧, 因此当孔边某个单元中的一个分层开始出现破坏时所对应的载荷即作为销钉连接的临界挤压载荷。

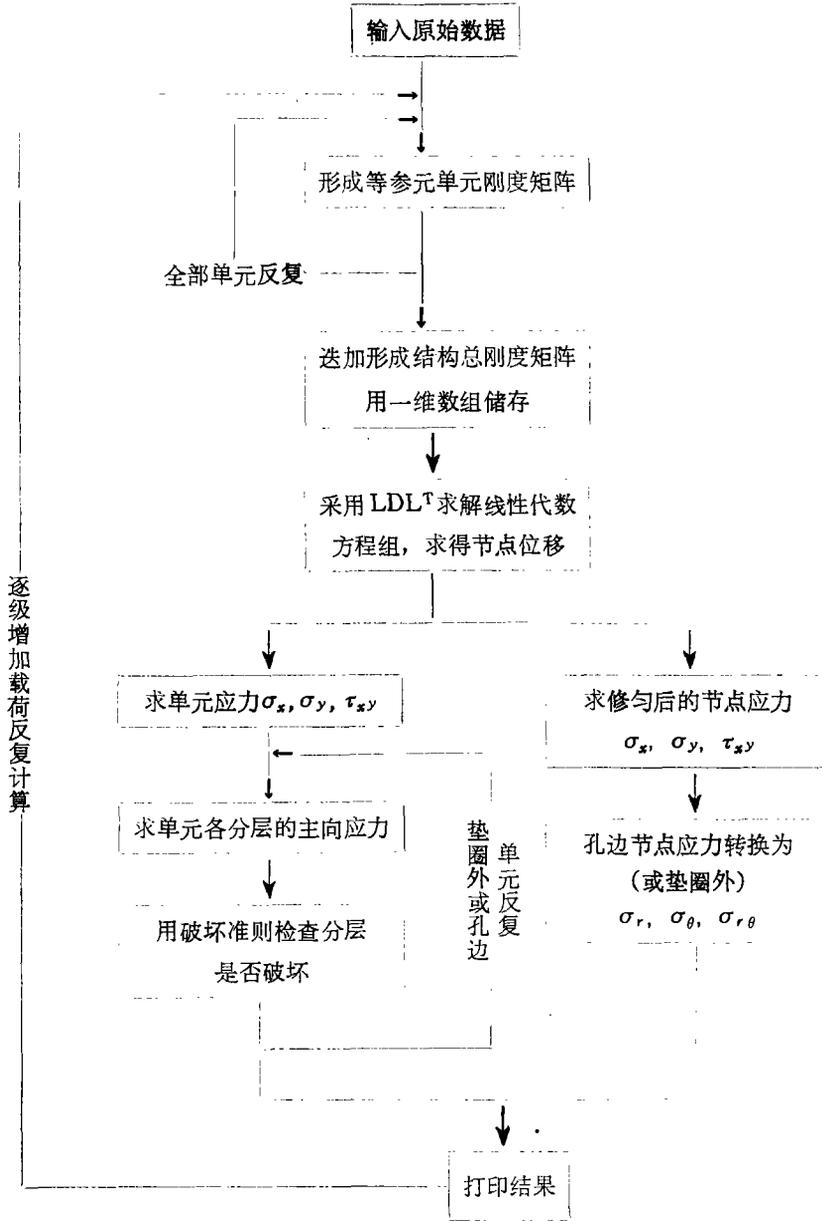


图 2

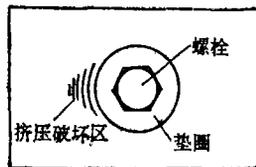


图 3 螺栓连接挤压破坏简图

四、计算数据及结果分析

选用 [0/45/90/-45/0/45/0₊]。碳/环氧迭层, 迭层厚度 0.2cm 共 13 层, 纤维含量 62.4%。

单向复合材料的性能数据:

$$\begin{aligned} E_1 &= 9 \times 10^5 \text{kg/cm}^2 & X_t &= 11000 \text{kg/cm}^2 \\ E_2 &= 0.8 \times 10^5 \text{kg/cm}^2 & X_c &= 8420 \text{kg/cm}^2 \\ G_{12} &= 0.46 \times 10^5 \text{kg/cm}^2 & y_t &= 320 \text{kg/cm}^2 \\ \mu_{12} &= 0.32 & y_c &= 1300 \text{kg/cm}^2 \\ & & s &= 670 \text{kg/cm}^2 \end{aligned}$$

铺向角	0°	90°	+45°	-45°
分层所占比例 %	38.46	15.385	30.77	15.385
分层厚度 cm	0.0769	0.0308	0.0615	0.0308

迭层的等效工程常数:

$$\begin{aligned} E_x &= 4.62251 \times 10^5 \text{kg/cm}^2, & G_{xy} &= 1.28249 \times 10^5 \text{kg/cm}^2 \\ E_y &= 2.83278 \times 10^5 \text{kg/cm}^2, & \mu_{xy} &= 0.355 \end{aligned}$$

试件几何参数:

$$\begin{aligned} \text{螺栓直径 } D &= 0.5 \text{cm} \\ \text{垫圈直径 } D_1 &= 1.1 \text{cm} \\ \text{试件宽度 } w &= 3 \text{cm} \\ \text{端距 } e &= 1.5 \text{cm} \end{aligned}$$

故 $w/D=6$, $e/D=3$ 。

有限元模型如图 4 所示。

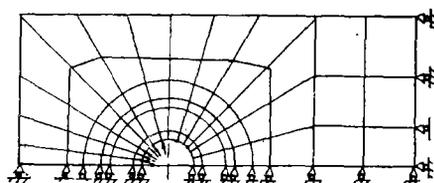


图4 有限元模型

使用平面应力等参元程序进行应力分析时, 由于试件对 x 轴几何对称, 故仅取其一半。因为重点是讨论垫圈外或孔边单元, 故在这二处网格划分较细, 同时与螺栓 (或销钉) 接触的左侧沿 $\pi/4$ 弧长内网格划分也较细。有限元模型共 84 个四边形元素, 106 个节点, 192 个自由度。模型底部边界上节点垂直位移取为零以表示对称, 右边边界节点水平位移取为零以表示试件夹持在夹具内。螺栓 (或销钉) 对孔的载荷按余弦曲线规律变换为孔边节点的节点载荷 x , y 分量, 节点载荷分量的合力等于所加的拉伸载荷。

根据对复合材料螺栓连接“破坏”的定义, 计算了销钉和螺栓连接二种情况, 计算结果见表 1。

表 1

加载情况	计算值 (kg)	试验值 (kg)	误差 %
销 钉	73	75	2.7
螺 栓	447	475	5.9

表 1 给出的试验值相当于图 5 中的 P_0 值。

由对比结果看来,文中所提出的螺栓连接临界挤压载符的估算方法是可行的,计算结果尚属满意,当然还有待于较多数量的计算和试验作进一步的检验。

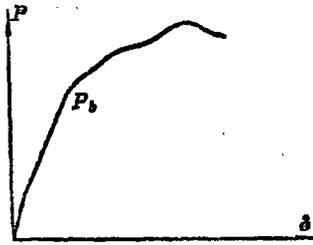


图 5 载荷-变形曲线

参 考 文 献

- [1] 羊焱, 复合材料螺栓连接设计, 西工大科研资料 SHJ 8056期, (1980).
- [2] Waszczak, J. P and T. A. Cruse., Failure mode and strength prediction of anisotropic bolt bearing specimens, *Composite Materials*, 5 (1971), 421.
- [3] Jong, Theo. De., Stresses around pin-loaded holes in elastically orthotropic or isotropic plates. *J. Composite Materials*, 2, (1977), 313.
- [4] Eisenmann, J. R., Bolted joint static strength model for composite materials, NASA-TM-X-3377 (1976).
- [5] Hart-Smith, L. J., Bolted joints in graphite epoxy composites, *Douglas Aircraft Company NASA Contract Report*, No NASA CR-144899. (1976).
- [6] Collings, T. A., The strength of bolted joints in multidirectional CFRP laminates, *Composites*, 8 (1977).
- [7] Quinn, W. J. and F. L. Matthews, The effect of stacking sequence on the pin-bearing strength in glass fibre reinforced plastic. *I. Composite Materials*, 2, (1977), 139.
- [8] Kim, R. Y and J. M. Whitney, Effect of temperature and moisture on pin bearing strength of composite laminates, *J. Composite Materials*, 10, (1976), 149.
- [9] Wilson, D. W. and R. B. Pipes, Analysis of the shearout failure mode in composite bolted joints, *Composite Structure*, p34.
- [10] Tang, S., Failure of composite joints under combined tension and bolt loads, *J. Composite Materials*, 15 (1981), 329.
- [11] Soni, S. R., Failure analysis of composite laminates with a fastener hole, *Joining of Composite Materials*, p 145.
- [12] Soni, S. R., Stress and strength analysis of bolted joints in composite laminates, *Composite Structure*, p 50.
- [13] 吴金泉, 碳纤维/环氧树脂复合材料迭层板螺栓接头强度试验及应力集中统数的研究, 航空工业部 625 所。
- [14] 陈绍傑等, 复合材料连接试验报告, 航空工业部 601 所。
- [15] 杨炳章等, 碳纤维/环氧复合材料迭层板挤压强度的实验研究, 西工大科技资料 SHJ 8489 期, (1982)。
- [16] 羊焱, 碳纤维复合材料迭层平板孔边应力分析, 西工大科技资料 SHJ8217 期, (1982)。

An Estimation Method of Bearing Strength of Bolted Joints in Fibre Reinforced Composite

Yang Ling

*(Department of Aircraft Engineering Northwest-
ern Polytechnical University, Xi'an)*

Abstract

Some researchers have estimated the strength of bolted joints in fibre reinforced composite, using simple and efficient engineering procedures. However, for these procedures the effect of clamping due to the strength of bolted joints is not considered. In this paper, a method is presented for predicating critical bearing strength of single-hole bolted joints in composite on the basis of observing and analysing the results of experiments. The clamping effect of bolts is considered. The calculated results correspond to the test data on G1-aphic/Epoxy laminates.