

基于特征曲线法的 CFRP 干涉连接结构损伤萌生及扩展分析

Analysis of Damage Initiation and Propagation in CFRP Interference-Fit Joint Based on Characteristic Curve Method

中航工业北京航空制造工程研究所 卢志军

[摘要] 干涉连接是航空复合材料结构件的主要连接方式,然而不恰当的干涉量会导致孔周围区域产生损伤,从而严重影响整个连接结构的静强度和疲劳强度。分析了干涉连接过程连接板的受力形式,建立了基于干涉量的孔边应力分布模型。在此基础上,结合 Yamada 准则建立了孔边损伤萌生模型,利用特征曲线法界定了材料损伤区域传播的极限位置;其次,针对 CFRP 材料(碳纤维增强复合材料)的特点,利用 ABAQUS 软件对干涉连接过程损伤的萌生及扩展进行仿真模拟;最后,对不同孔径不同干涉量条件下的损伤萌生和损伤扩展结果进行对比分析,验证了损伤萌生模型的准确性。

关键词: 干涉连接 损伤区域 萌生 扩展 特征曲线法

[ABSTRACT] As a critical aspect of designing aircraft composites structures, improper interference will induce damage in the vicinity of fastener hole, then decreasing the joint strength and fatigue life. Based on the stress analysis of interference-fit process, a stress distribution model of the hole surface which takes account of the interference is presented. The damage initiation model is established by combining the stress field distribution around the hole with Yamada damage rules. The limiting position of CFRP damage region is obtained by characteristic curve. The initiation and propagation of damage area simulation using three-dimensional finite element analysis (FEA) is conducted to verify the analytical model in different interference-fit conditions like hole diameter, and interference percentage.

Keywords: Interference-fit Damage area Initiation Propagation Characteristic curve

干涉连接技术作为一种先进的装配连接增益技术,对于连接结构的疲劳寿命和装配质量有显著的增益效

果,已广泛应用于航空航天领域的复合材料结构连接领域。然而干涉连接过程不可避免地会对孔壁周围区域的复合材料造成损伤,如何将干涉连接损伤控制在允许范围内,将是提高干涉连接质量的重要手段^[1]。

众多学者通过对干涉结构的试验研究,揭示了损伤的微观物理现象和结构参数对损伤的影响,发现损伤的产生以及扩展过程应该首先是最外层发生轻微的分层和材料撕裂,随后孔周围整体强度会略微降低,然后材料对损伤传播的抑制作用就会降低,损伤会逐渐扩散^[2]。Kim 等^[3]指出,当干涉量超过 1% 时,玻璃纤维复合材料板孔周围会产生轻微分层,基体断裂,纤维疏离折断等损伤,如果干涉量继续增大会造成损伤区域的明显扩展,并且会导致整个连接结构的静强度和疲劳强度的降低。Camanho 等^[4]研究了复合材料累积失效的机理和算法,并建立了复合材料累积失效模型。Chang 等^[5]将特征曲线法应用到复合材料机械螺栓过渡配合连接接头强度分析上,并在此基础上开发了复合材料单钉以及多钉过渡配合连接破坏实效的评价系统。

然而,以上研究多着眼于干涉连接件整体的静强度和疲劳强度上,本文将对干涉连接过程中损伤的萌生及扩展机理进行分析,基于干涉结构的孔周应力分析,结合 Yamada 准则和特征曲线法,建立基于干涉量的损伤萌生模型、损伤扩展模型和材料属性退化模型,为干涉量的选取提供理论依据。

1 干涉连接损伤理论模型

1.1 CFRP 干涉连接过程损伤区域及区域曲线

CFRP 材料干涉连接过程中,孔径随着干涉量的增大而增大,孔内壁所受压力与干涉量有密切关系,由于复合材料的应力-应变在出现裂纹前可近似看作弹性增大^[6],孔表面的径向应力 σ_p 与径向位移 U_p 也成直线关系,孔壁径向应力 σ_p 与径向位移 U_p 的关系由以下关系式^[7]求出。

$$\sigma_r = [k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta)]U_p/dq \quad (1)$$

其中:

$$N = \sqrt{2(k - u_{12}) + E_1/G_{12}},$$

$$q = (1 - u_{12}u_{21})/E_1 + k/G_{12}, \quad k = \sqrt{E_1 + E_2}.$$

式中, $E_1, E_2, u_{12}, u_{21}, G_{12}$ 均为复合材料自身的弹性参数, d 为变形前连接孔半径, θ 为连接孔周上任意一点与复材弹性主轴之间的逆时针夹角。复合材料板是各向异性的, 但孔周围应力分布是轴对称的, 因此可以取应力函数 $\phi = \phi(\rho)$, ϕ 为径向坐标 ρ 的函数, 因此根据弹性力学推导可以得到:

$$\sigma_r = \frac{1}{\rho} \frac{d\phi}{d\rho}, \sigma_\phi = \frac{d^2\phi}{d\rho^2}, \tau_{r\phi} = \tau_{\phi r} = 0, \quad (2)$$

式中, σ_r 为接触面的径向应力, σ_ϕ 为切向应力, $\tau_{r\phi}$ 和 $\tau_{\phi r}$ 为剪应力。相应的相容方程则可以转换为:

$$\left(\frac{d^2}{d\rho^2} + \frac{1}{\rho} \frac{d}{d\rho}\right)^2 \phi = 0, \quad (3)$$

可以得到 ϕ 的通解为:

$$\phi = A \ln \rho + B\rho^2 \ln \rho + C\rho^2 + D, \quad (4)$$

式中, A, B, C, D 均为待定常数, 则可以得到相应的应力分量:

$$\begin{cases} \sigma_r = \frac{A}{\rho^2} + B(1 + 2 \ln \rho) + 2C \\ \sigma_\phi = -\frac{A}{\rho^2} + B(3 + 2 \ln \rho) + 2C \\ \tau_{r\phi} = \tau_{\phi r} = 0 \end{cases} \quad (5)$$

根据受载状态, 边界条件可定义为:

$$(\tau_{r\phi})_{\rho=a} = 0, (\tau_{\phi r})_{\rho=b} = 0; (\sigma_r)_{\rho=a} = 0, (\sigma_r)_{\rho=b} = 0, \quad (6)$$

代入可得:

$$\begin{cases} \frac{A}{a^2} + B(1 + \ln a) + 2C = -F_0 \\ \frac{A}{b^2} + B(1 + \ln b) + 2C = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中, a 为干涉连接完成后连接孔半径, b 为干涉销钉的半径。考虑到位移单值条件, 可以得出 $B=0$, 带入上式可以求出:

$$A = \frac{-a^2 b^2 q}{b^2 - a^2}, \quad 2C = \frac{a^2 q}{b^2 - a^2}, \quad (8)$$

进而可以求出:

$$\begin{cases} \sigma_r = \frac{b^2/\rho^2 - 1}{b^2/a^2 - 1} F_0 \\ \sigma_\phi = \frac{b^2/\rho^2 + 1}{b^2/a^2 - 1} F_0 \end{cases} \quad (9)$$

F_0 即为式(1), 代入式(9)中即可得到距离孔中心距离 ρ 偏移角度 ϕ 处的应力情况。

$$\begin{cases} \sigma_r = \frac{b^2/\rho^2 - 1}{b^2/a^2 - 1} \cdot \frac{[k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta)]U_p}{dq} \\ \sigma_\phi = \frac{b^2/\rho^2 + 1}{b^2/a^2 - 1} \cdot \frac{[k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta)]U_p}{dq} \end{cases},$$

$$(10)$$

一般结构件孔边距相对较小, 但当试件宽度与孔径之比 $W/d \geq 10$, 式(10)可以解答成:

$$\begin{cases} \sigma_r = -\frac{a^2}{\rho^2} \frac{[k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta)]U_p}{dq} \\ \sigma_\phi = \frac{a^2}{\rho^2} \frac{[k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta)]U_p}{dq} \end{cases} \quad (11)$$

Yamada 准则可以表述为:

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 = e^2, \quad (12)$$

当 $e < 1$ 时, 不产生破坏; 当 $e \geq 1$ 时, 产生破坏。式中, X_t 为纵向拉伸强度, S_{12} 为面内剪切强度。只要应力状态满足这个条件, 即认为该层产生失效。

结合式(11)和式(12)可以得到, 当孔周围 CFRP 材料开始产生损伤时的干涉量 U_0 :

$$U_0 = \frac{dq\left(\frac{b^2}{a^2} - 1\right)}{[k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta)]} \quad (13)$$

$$\sqrt{\frac{1}{\frac{(b^2 - \rho^2)^2}{\rho^4 X_t^2} + \frac{(b^2 + \rho^2)^2}{\rho^4 S_{12}^2}}}$$

初始的损伤区域曲线也可以由式(11)、(12)求得:

$$L_i(\rho, \theta) = \chi(U_{\rho i}) \quad (14)$$

如果孔边距的影响很小, 则式(13)、(14)简化为:

$$U_0^* = \frac{dq\rho^2}{a^2[k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta)]} \sqrt{\frac{1}{\frac{-1}{X_t^2} + \frac{1}{S_{12}^2}}}, \quad (15)$$

$$L_i(\rho, \theta) = \chi(U_{\rho i}) = \left(a^4 U^2 (k - u_{12} + N(\sin^2\theta + k\cos^2\theta))\right)^{\frac{1}{4}}, \quad (16)$$

则损伤面积可以求得:

$$S = \int \rho \cdot L_i(\rho, \theta) d\theta \quad (17)$$

1.2 损伤区域扩展极限位置

对于 CFRP 复合材料干涉连接损伤区域扩展的极限位置, 采取特征曲线法对其进行预测, 即认为在干涉连接过程中, 当损伤区域传递并扩大到特征曲线区域时, 整个连接结构会破坏失效, 损伤区域的极限位置是特征曲线。根据孔周围实时的应力分布并结合 Yamada 准则来界定损伤区域, 特征曲线即只与复合材料孔自身结构尺寸、属性相关, 与受力大小与受力形式无关, 可以认为特征曲线是复合材料板的自身固有属性, 可以表述为:

$$r_c(\theta) = d + R_{\alpha} + (R_{\alpha c} - R_{\alpha}) \cos \theta, \quad -\frac{\pi}{2} \leq \theta \leq \frac{\pi}{2}, \quad (18)$$

特征长度 R_{α} 和 $R_{\alpha c}$ 为拉伸特征长度和压缩特征长度, 只与复合材料的自身属性和结构尺寸有关。其中 R_{α} 与

带孔板的压缩强度有关, R_{oc} 与无孔板和有孔板的拉伸强度有关, 传统的方法需要通过拉伸和压缩试验来测定。本文采用 Kweon 等^[8] 提出的方法, 即用有限元的方法来求出相应的特征长度。该方法中定义如图 1 所示, 压缩特征长度 R_{oc} 为在压缩方向上孔边缘点到压缩特征点的距离, 压缩特征点即试件受任意载荷压缩时, 该点处的压缩应力等于平均压缩应力 σ_1 。

$$\sigma_1 = F_1 / (d \times t) \quad (19)$$

其中, F_1 为施加的任意载荷, t 为板厚。

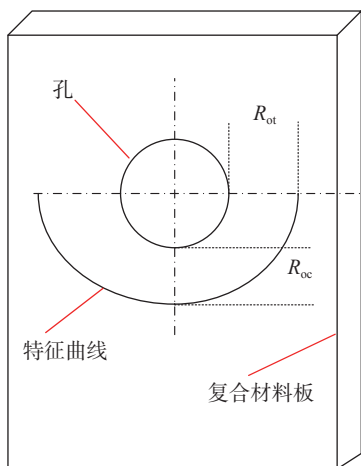


图1 特征曲线的定义

Fig. 1 Definition of characteristic curve

同样 R_{ot} 定义为垂直于拉伸方向的横截面上孔边缘点到拉伸特征点的距离, 拉伸特征点即试件受任意拉伸载荷时, 该点处的拉伸应力等于平均拉伸应力 σ_2 。

$$\sigma_2 = F_1 / ((w-d) \times t) \quad (20)$$

具体的拉伸特征长度确定方法见图 2, 对复合材料含孔板两端施加任意的拉伸载荷, 垂直于拉伸方向的横截面即图 2 中节点集合, 取黑线方向上所有的单元点处的受力情况, 其中必然存在一单元点, 该点处的应力值等于 σ_2 , 则该点到孔壁的距离即为拉伸特征长度。

将特征曲线式 (18) 代入式 (10) 可以得到一定干涉量的条件下, 特征曲线上的应力分布。

$$\left\{ \begin{aligned} \sigma_\rho &= \frac{\frac{b^2}{(\frac{D}{2} + R_{ot} + (R_{oc} - R_{ot}) \cos \theta)^2} - 1}{\frac{b^2}{a^2} - 1} \cdot \frac{(k - u_{12} + N(\sin^2 \theta + k \cos^2 \theta)) U_p}{dq} \\ \sigma_\phi &= \frac{\frac{b^2}{(\frac{D}{2} + R_{ot} + (R_{oc} - R_{ot}) \cos \theta)^2} + 1}{\frac{b^2}{a^2} - 1} \cdot \frac{(k - u_{12} + N(\sin^2 \theta + k \cos^2 \theta)) U_p}{dq} \end{aligned} \right. \quad (21)$$

结合式 (21) 和 Yamada 准则, 可以得到损伤传播到

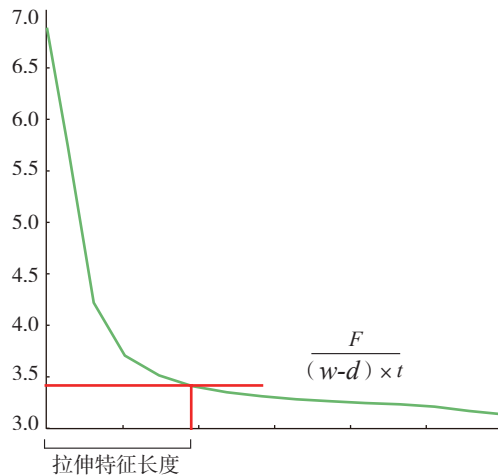
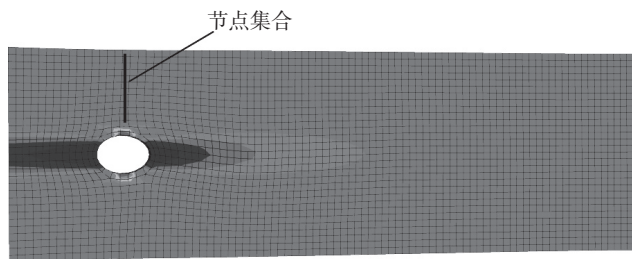


图2 拉伸特征长度的确定

Fig. 2 Length of tensile characteristic curve

达极限位置时的干涉量:

$$U_p = \frac{(\frac{b^2}{a^2} - 1) dq}{k - u_{12} + N(\sin^2 \theta + k \cos^2 \theta)} \quad (22)$$

$$\sqrt{\frac{1}{\frac{(b^2 - \rho^2)^2}{\rho^4 X_r^2} + \frac{(b^2 + \rho^2)^2}{\rho^4 S_{12}^2}}} = U_1$$

即当干涉量 $U_p < U_1$ 时, 复合材料干涉连接孔周围复合材料板仍保持较好的材料性能。一些试验证明, 此时的复合材料干涉连接结构的静强度仍然大于间隙连接静强度^[3]。当 $U_p \geq U_0$ 时, 干涉连接孔周围将产生灾难性破坏。

2 有限元模型

基于 ABAQUS 6.10 有限元程序, 结合相应的用户子程序 (USDFLD) 模拟 CFRP 材料承载过程中的非线性应变、结构损伤萌生、属性退化以及损伤扩展等问题, 与本文的损伤产生扩展模型进行验证分析。在材料属性中定义经典的 Tsai-Wu 强度准则, 用以模拟干涉连接挤压过程中的 CFRP 层合板单层的损伤区域, 根据结果对干涉连接过程的干涉膨胀力造成的损伤区域扩展以及属性退化现象进行了对比分析。建模所用复合材料为 T300-QY8911 (如表 1 所示), 铆钉材料为钛合金。CFRP 板厚为 4mm, 长 90mm, 宽 30mm, 干涉连接孔基本

尺寸为分别为 4mm、5mm、6mm、7mm、8mm，仿真结果如图 3 所示(图中灰色区域为损伤失效单元)。

表1 碳纤维增强复合材料T300-QY8911材料属性

E_1 / GPa	E_2 / GPa	ν_{12}	G_{12} / GPa	X_1 / GPa	X_c / GPa	Y_t /GPa	Y_c / GPa	S_{12} / GPa
135	8.8	0.33	4.47	1.548	1.226	0.0555	0.218	0.089

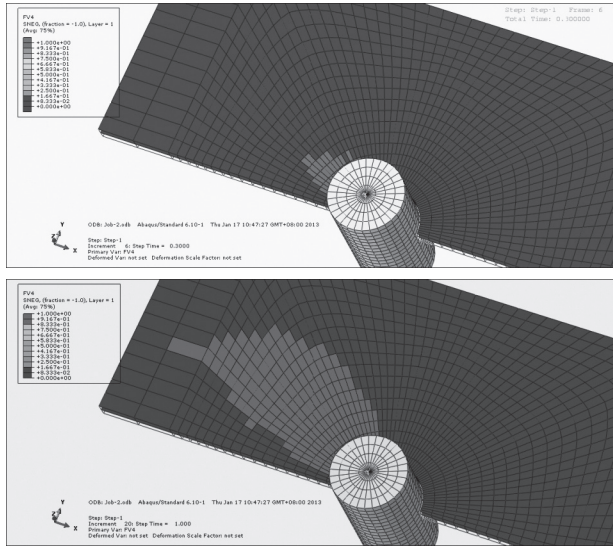


图3 损伤区域的产生与扩展

Fig.3 Initiation and propagation of damage area

3 结果分析

3.1 干涉量对损伤面积的影响分析

对于损伤区域面积均值的计算和模拟,图 4 中对比了直径为 4mm 的干涉连接孔在干涉连接过程中干涉量与损伤面积的关系曲线,由对比分析中可以看出,仿真模拟与理论分析结果可以较好吻合。理论与仿真在干涉量为 2% 以内的误差均在 5% 以下,最大误差出现在干涉连接件破坏失效时,即干涉量为 2.2% 时的误差(9%)。出现误差的主要原因是,损伤预测模型是从

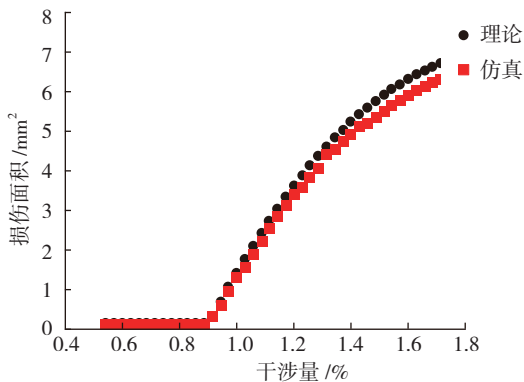


图4 干涉量与损伤面积的关系

Fig.4 Relation between interference and damage area

宏观层面上建立了材料属性的损伤退化模型,损伤退化因子是建立在损伤面积基础上的威布尔分布,相对于 ABAQUS 有限元仿真过程中用 UMHT 定义每个单元格的损伤退化行为,本文的损伤预测模型相对保守地考虑了损伤导致材料属性退化,因此不同干涉量相对应的损伤面积偏大 3%~9%。

3.2 孔径对损伤面积增长的影响

损伤扩展模型可以预测不同孔径条件下的损伤区域扩展和相应的属性退化,图 5 为中 4mm、5mm、6mm、7mm、8mm 共 5 种不同孔径条件下干涉量与损伤面积关系曲线,可以看出,不同孔径下的干涉量与损伤面积关系曲线均含有损伤初期、损伤高速增长期、损伤延缓期、损伤平稳破坏期 4 个时期,小孔 4 个时期的区分相对明显;从图 5 中也可以看出,孔径越小曲线越平缓,孔径越大,曲线变化越剧烈,小孔对于损伤的“容忍”程度相对较高,而大孔的损伤高速发展期的增长极其剧烈,在较小的干涉量增加的条件有着巨大的损伤面积增长,并且在较小的干涉量时就发生了破坏失效。

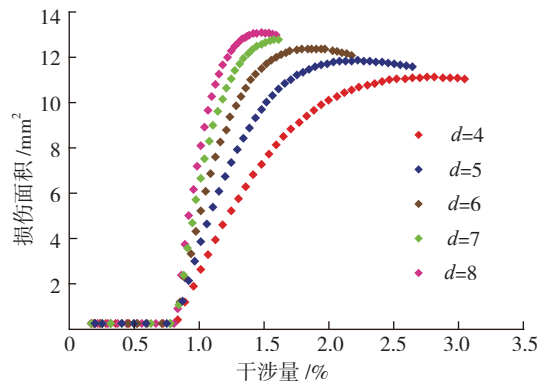


图5 不同孔径干涉量与损伤面积关系曲线

Fig.5 Relation between interference and damage area under different hole diameters

由图 5 还可以发现,不同孔径的初始干涉量近乎一致,为此本文计算了孔径与初始损伤产生的干涉量的关系曲线,如图 6 所示,初始损伤产生的干涉量有随着孔径增大而减少的趋势,这是由于复合材料没有塑性或者塑性很低,但是脆性较大,因此大孔受集中应力情况下重新分配载荷的能力相对于小孔来说较弱,大孔径的干涉连接孔在较小的干涉量的情况下就产生损伤,并且在损伤产生后,损伤的发展也极为剧烈,如图 5 中的 $\phi 7$ 、 $\phi 8$ 孔,损伤产生后,在干涉量增加大约 0.5% 的情况下就直接破坏失效,而小孔周围的应力集中因子要相对局部化一些,小孔周围存在缺陷的概率和密度要小于大孔,并且在损伤产生过程中,小孔有足够的挤压空间去重新分配载荷,因此可以证明,在工程实际应用中,采用小孔,可以提高连接质量,并且最大程度地减少损伤对

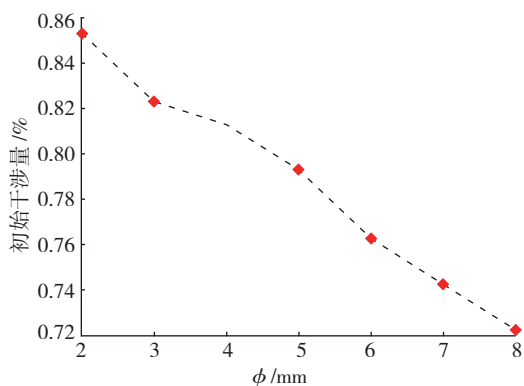


图6 孔径与初始干涉量的关系

Fig.6 Relation between initiation interference and hole diameter

整个结果所造成的影响。

4 结论

对于复合材料干涉连接接头而言,损伤的存在是整个结构件的不稳定因素,而复合材料的破坏过程主要分为损伤萌生、损伤扩展、结构破坏失效,因此研究复合材料干涉连接接头承载过程中的损伤扩展对于复合材料接头强度和破坏形式具有一定的帮助和参考。本文主要以 CFRP 材料干涉连接过程为研究对象,在总结国内外学者相关研究的基础上,对干涉连接过程损伤萌生和扩展进行了深入研究,所获得的理论及仿真模型可应用于复合材料干涉连接结构设计方法中,改善连接结构的承载能力,对损伤所造成的隐患进行了一定程度的预防。本文主要进行了以下工作:

(1)分析了干涉连接过程的受力形式,以干涉连接过程中的工艺参数干涉量为基础,建立了基于干涉量的孔边应力分布模型,并结合 Yamada 准则建立了干涉连接过程损伤萌生模型;

(2)针对损伤扩展所引起的材料属性退化的现象,采用特征曲线法界定了损伤传递的极限位置;

(3)针对 CFRP 材料的特点,利用 ABAQUS 软件对干涉连接过程进行仿真模拟,并与本文的损伤萌生扩展模型进行对比分析。

本文所建立的损伤萌生扩展模型为干涉连接过程干涉量的选取提供了理论依据,并从理论层面上解释了干涉连接过程损伤萌生以及扩展的机理。通过对不同孔径的叠层结构的干涉连接过程的计算分析发现,小孔对于损伤的容忍程度较高,初始损伤产生所需要的干涉量相对较大,损伤产生后损伤区域的扩展速率也较为温和,因此小孔有利于提高干涉连接的连接质量。

参考文献

- [1] Pradhan B, Babu P R. Assessment of beneficial effects of

interference-fit in pin-loaded cross-ply FGRP laminate. *J Reinf Plast Composite*, 2007,26:771-788.

[2] Seike S, Takao Y, Wang W X. Bearing damage evolution of a pinned joint in CFRP laminates under repeated tensile loading. *Int Fatigue*, 2010(32): 72-81.

[3] Kim S Y, Hennigan D J, Kim D, et al. Fatigue enhancement by interference-fit in a pin-loaded glass fiber reinforced plastics laminate. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, 2012(6):1437-1446.

[4] Camanho P P, Matthews F L. A progressive damage model for mechanically fastened joints in composites. *J Compos Mater*, 1999(33):2248-2280.

[5] Chang F K, Scott R A, George S. Springer strength of mechanically fastened composite joint. *Journal of Composite Materials*, 1982,16(6):470-494.

[6] Kim S Y, He B, Shim C S, et al. An experimental and numerical study on the interference-fit pin installation process for cross-ply glass fiber reinforced plastics (GFRP). *Composites Part B: Engineering*, 2013(54): 153-162.

[7] 沃洛别依 B B, 西洛特金 O C. 复合材料结构连接技术. 张国梁, 译. 北京: 国防工业出版社, 1991.

[8] Kweon J H, Ahn H S, Choi J H. A new method to determine the characteristic lengths of composite joints without testing. *Composite Structures*, 2004,66(1-4):305-315.

(责编 深蓝)

(上接第 140 页)

技术的研究。

2.4 开展无人机安全性分析方法研究

针对无人机系统安全性需求,考虑到无人机系统包括无人机和综合保障设备,存在“人机分离”的特点,以及无人机系统本身受起飞质量等影响,根据载人航空器适航审定规范及安全性评估依据,提出无人机系统适航安全性评估方法。

3 结束语

无人机在军、民用领域的需求和应用前景十分广阔,必将得到高速发展。但从目前零星的使用到将来大量应用,还需要在适航管理规章、适航安全要求方面做大量的研究,以确保无人机的运行安全、空防安全和防空安全,加快无人机管理向标准化和规范发展,推进无人机研制向标准化和产业化发展。

参考文献

[1] 中国民用航空局. CCAR-21-R3 民用航空产品和零部件合格审定规定. 北京: 中国民用航空局, 2007.

[2] 中国民用航空局. AP-21-AA-2008-05R2 民用航空器及其相关产品适航审定程序. 北京: 中国民用航空局, 2008.

(责编 谷雨)