

GBJM 方法的改进及其在含钉群复合材料结构 钉载分配和承载能力分析中的应用

李念¹, 任飞翔¹, 陈普会^{*1}, 叶强¹, 孙彦鹏²

(1. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016; 2. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

摘要: 为了分析含钉群复合材料结构的钉载分配及承载能力问题, 首先对 Global Bolted Joint Model (GBJM) 方法进行了改进, 然后采用改进的方法对复合材料多钉连接结构的钉载分配和承载能力进行了预测, 并与试验结果进行了比较。结果表明: 当孔边复合材料未出现损伤时, 该方法对多钉载荷分配的预测和试验结果比较接近; 而对结构承载能力的预测, 该方法偏于保守, 比试验结果约低 15%。同时该方法具有两个显著优点: 一是计算结构钉载分配时效率高, 和三维有限元模型相比提高约 75%; 二是能够对含钉群复合材料结构的失效载荷进行有效的预测。

关键词: 复合材料; 钉群; GBJM; 载荷分配; 承载能力

中图分类号: TB330.1; V214.8

文献标志码: A

文章编号: 1000-3851(2015)01-0176-06

航空结构中存在大量机械连接, 为了降低试验费用并保证结构的安全, 采用有限元分析方法是一种有效的途径^[1]。然而针对含有钉群的复合材料结构, 目前除采用解析法外^[2], 广泛采用的有限元方法是整体局部法^[3]。一种是采用 fastener 单元模拟螺栓并计算结构的钉载分配, 然后结合单钉失效分析模型得到结构初始失效强度^[4]。此方法的弊端在于: (1) fastener 单元不能考虑到螺栓材料的影响; (2) 由单钉模型得到的失效载荷推算整体结构失效载荷的合理性有待证明。另外一种是通过有限元分析识别出危险区域, 然后对危险区域建立子模型进行分析, 之后把子模型的计算结果重新返回到整体模型中进行计算, 循环往复便可得到结构的承载能力^[5]。此种方法的不足之处在于: (1) 采用三维实体模拟螺栓, 计算效率较低; (2) 当把子模型的结果返回到整体模型时, 未考虑载荷的重新分配带来的影响, 且当多个螺栓孔周围出现损伤时, 子模型的数目随之增加。

Gray 等^[6-8]在 2010 年提出了一种新的螺栓模拟方法, 即 Global Bolted Joint Model (GBJM) 方法。该方法采用梁单元耦合解析刚性面模拟螺

栓^[9-10], 具有极高的计算效率。笔者首先对 GBJM 方法进行了改进, 使之应用范围更加广泛, 之后采用改进的方法对钉载分配的预测结果进行了验证, 并且基于该方法对含钉群复合材料壁板的承载能力进行了预测。

1 GBJM 方法及拓展

1.1 GBJM 方法简介

GBJM 方法是由 Gray 等^[6-8]提出的计算复合材料机械连接中多钉连接钉载分配的一种有限元模型, 该方法模拟多钉连接载荷传递的有效性已经被三维有限元模型和试验证实, 并且具有鲁棒、精确和高效的优点。

螺栓采用两个梁元素与两个解析刚性表面元素的组合来模拟(针对单剪), 图 1 为 GBJM 方法的有限元模型和螺栓示意图^[6]。同时, 为了模拟螺栓的二次弯曲问题, 需要耦合梁节点和孔周围复合材料之间绕 x 轴和 y 轴的转动, 螺栓中梁节点和挤压表面孔边节点之间的转动耦合^[6]如图 2 所示。当需要考虑螺栓预紧力的影响时, 还需要约束绕 z 轴的转动自由度。当需要考虑间隙时, 只需要在建立解析

收稿日期: 2014-01-20; 录用日期: 2014-04-22; 网络出版时间: 2014-06-11 15:07

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/doi/10.13801/j.cnki.fhclxb.20140611.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11302099)

通讯作者: 陈普会, 教授, 博士生导师, 研究方向为飞机复合材料结构设计与分析。 E-mail: phchen@nuaa.edu.cn

引用格式: 李念, 任飞翔, 陈普会, 等. GBJM 方法的改进及其在含钉群复合材料结构钉载分配和承载能力分析中的应用[J]. 复合材料学报, 2015, 32(1): 176-181. Li N, Ren F X, Chen P H, et al. An improved GBJM method and its application in bolt load distribution and load capacity analysis of composite structures with bolt group[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2015, 32(1): 176-181.

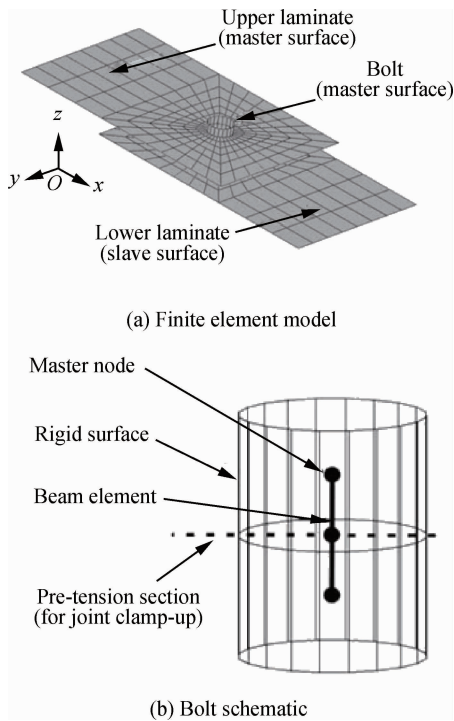


图 1 GBJM 方法的有限元模型和螺栓示意图^[6]
Fig. 1 Finite element model and bolt schematic of GBJM method^[6]

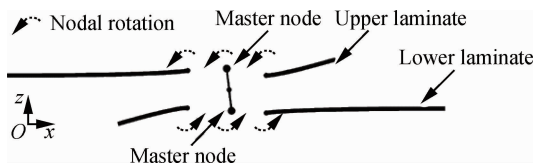


图 2 螺栓中梁节点和挤压表面孔边节点之间的转动耦合^[6]
Fig. 2 Rotational couples between beam nodes and nodes at hole-edge in bearing plane of joint^[6]

刚体时减少相应的半径即可。

1.2 GBJM 方法的拓展

原始的 GBJM 方法只能模拟单剪螺栓, 且复合材料层合板必须采用常规壳单元进行模拟。为了拓展 GBJM 方法的适用范围, 主要从以下几个方面进行改进: (1) 由单剪螺栓扩展到双剪和含多个剪切面螺栓的模拟; (2) 层合板的模拟由常规壳单元扩展到连续体壳单元和三维实体单元; (3) 对梁单元的简化处理, 由多个梁单元简化到一个梁单元; (4) 考虑了复合材料的损伤累积, 使得该模型不仅能计算钉载分配, 还能对结构的破坏载荷进行预测。

下面以含 4 个剪切面的螺栓为例进行说明。首先创建 4 个解析刚性面, 并在每个刚性面轴线的中

心设置 1 个参考点。之后只创建 1 个梁单元, 梁单元的长度为参考点 1 和参考点 4 之间的距离。需要注意的是在创建梁单元时需要把梁单元在参考点 2 和参考点 3 的位置打断以生成几何节点。图 3 为解析刚性面和梁单元示意图, 图中 $R_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 为各解析刚性面的参考点。



图 3 解析刚性面和梁单元示意图
Fig. 3 Schematic of analytical rigid surface and beam element

接触问题采用 ABAQUS 中的主-从算法模拟。在螺栓与螺栓孔之间的接触中, 将螺栓(即采用解析刚体模拟)作为接触主面。层压板之间接触主面的设置视具体情况而定, 并设置相应的摩擦系数。

复合材料层合板可以采用连续体壳单元, 也可以采用三维实体单元。耦合约束时, 解析刚性面的参考点与梁节点上相应位置的节点耦合所有的自由度, 即参考点和梁单元对应位置的节点视为同一个节点。梁单元上下节点与孔边节点的耦合如图 4 所示。耦合梁单元的首末两个节点和上下两个 PART 外表面的孔边节点沿 z 轴方向的面外位移以及绕 x 轴和 y 轴的转动自由度参见图 4。

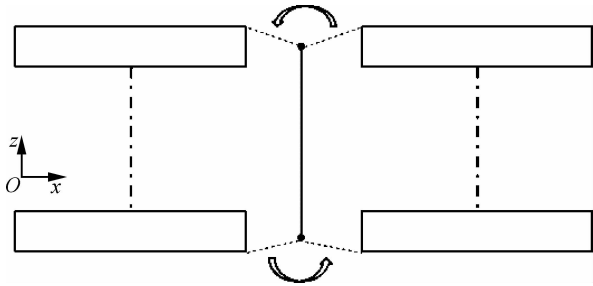


图 4 梁单元上下节点与孔边节点的耦合
Fig. 4 Couples between up and down ends of beam element and nodes at hole-edge

2 多钉连接载荷分配

为了验证改进后的 GBJM 方法对多钉连接钉载分配预测的正确性并和原始的 GBJM 方法进行

比较,应用改进之后的 GBJM 方法对文献[6]中的三钉单剪模型进行了有限元模拟。材料体系为 HTA/6376,层合板铺层顺序为 $[45/0/-45/90]_{5s}$,单层厚度为 0.13 mm。试验件尺寸与单向带性能参见文献[6]。螺栓直径为 8 mm,材料为航空钛合金,模量为 110 GPa,泊松比为 0.29,钉孔间隙均为 10 μm 。复合材料层合板采用连续壳单元进行离散,三钉单剪 HTA/6376 搭接试验件有限元模型如图 5 所示。模型未考虑螺栓拧紧力的影响。

图 6 为 HTA/6376 试验件钉载分配计算结果与试验值的对比。预测结果与试验值均表明 1# 和 3# 螺栓上的挤压力基本相同并略高于 2# 螺栓上的。三钉单剪 HTA/6376 试验件在不同位移时的

钉载分配如表 1 所示。

由图 6 和表 1 可见:(1) 对于 1# 和 3# 螺栓上的挤压力的预测值,原始 GBJM 的 $>$ 改进 GBJM 的 $>$ 试验值;(2) 对于 2# 螺栓挤压力的预测值,改进 GBJM 的 $>$ 试验值 $>$ 原始 GBJM 的;(3) 对于总钉载,改进 GBJM 的 $>$ 原始 GBJM 的 $>$ 试验值,但是改进 GBJM 的预测值和原始 GBJM 的相差很小,几乎可以忽略不计。总体上来讲,改进 GBJM 方法优于原始 GBJM 方法。

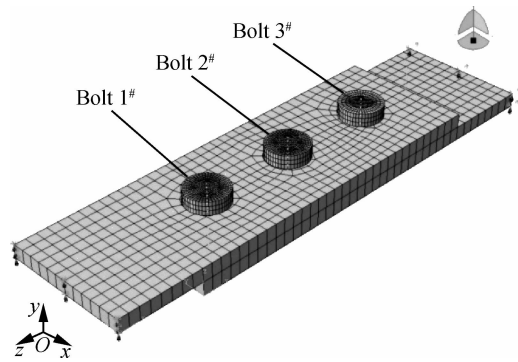


图 5 三钉单剪 HTA/6376 搭接试验件有限元模型
Fig. 5 Finite element model for HTA/6376 three-bolt single-lap joint specimen

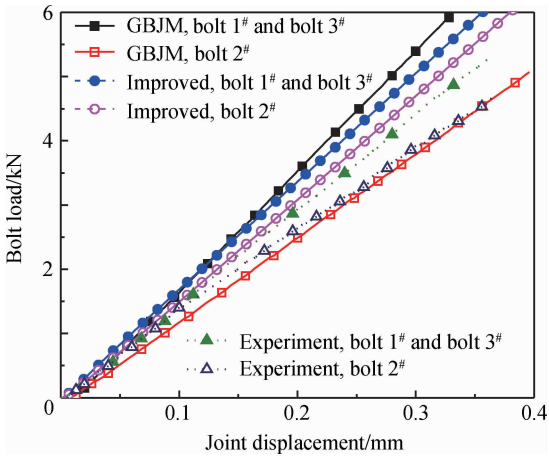


图 6 HTA/6376 试验件钉载分配计算结果与试验值的对比

Fig. 6 Comparisons of predicted boltload distributions and test results of HTA/6376 specimen

表 1 三钉单剪 HTA/6376 试验件在不同位移时的钉载分配

Table 1 Bolt load distributions of three-bolt single lap HTA/6376 specimens at different displacements

Parameter	GBJM method			Improved GBJM method			Experiment			
Joint displacement/mm	0.1	0.2	0.3	0.1	0.2	0.3	0.1	0.2	0.3	
Bolt load/kN	Bolt 1 [#]	1.636	3.529	5.398	1.685	3.364	5.050	1.403	2.934	4.416
	Bolt 2 [#]	1.172	2.490	3.784	1.493	3.082	4.697	1.303	2.637	3.922
	Bolt 3 [#]	1.636	3.529	5.398	1.685	3.364	5.050	1.403	2.934	4.416
Total load/kN	4.444	9.548	14.580	4.863	9.810	14.797	4.109	8.505	12.754	

3 含钉群结构的失效分析

3.1 试验件及有限元模型

试验件选自某中央翼下壁板连接区,连接形式为对接,两块壁板组合件通过对接带板和螺栓进行机械连接。图 7 为下壁板连接区 T800/BA9918 试验件示意图,试验件外形尺寸约为 1 364 mm $\times$ 370 mm $\times$ 280 mm,下壁板连接区 T800/BA9918 试验件对接细节如图 8 所示。对接带板材料为 TC4 钛合金,弹性模量为 110 GPa,泊松比为 0.33;

螺栓材料为 30CrMnSi,弹性模量为 196 GPa,泊松比为 0.3。复合材料长桁和蒙皮材料为 T800/BA9918 单向带,其基本性能如表 2 所示,单层厚度为 0.19 mm。蒙皮铺层顺序为 $[45/-45/0/90/0/45/-45/90/-45/45/-45/0/45/-45/45/0/90/0/45/0/-45/0/90/0/45/0/-45/90/-45/0/45]_s$,蒙皮厚度为 11.78 mm。长桁铺层顺序为 $[45/0/0/-45/0/90/0/0/-45/0/0/45/0]_s$,厚度为 4.56 mm。

采用商用有限元软件 ABAQUS^[11] 进行模拟。

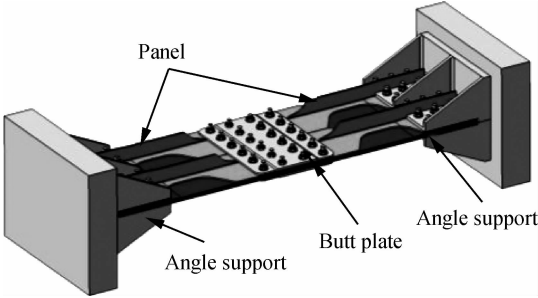


图 7 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件示意图
Fig. 7 Schematic of T800/BA9918 specimen for lower panel joint

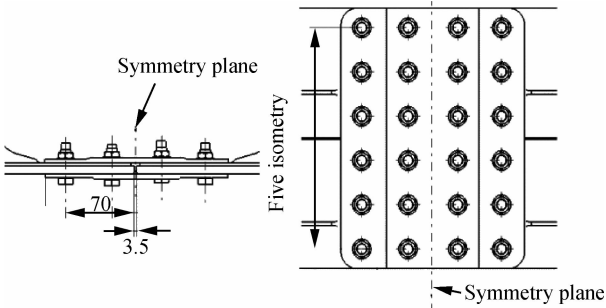


图 8 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件对接细节
Fig. 8 Splice details of T800/BA9918 specimen for lower panel joint

表 2 T800/BA9918 单向带的基本性能
Table 2 Basic properties of T800/BA9918 unidirectional tape

Modulus/GPa					Strength/MPa						Poisson's ratio	
E_{1t}	E_{2t}	E_{1c}	E_{2c}	G_{12}	X_T	X_C	Y_T	Y_C	S_{12}	S_{23}	ν_{12}	ν_{23}
148	8.63	136	9.05	4.43	2 837	1 462	59.9	190.3	134	107	0.313	0.300

Note: E_{1t} and E_{1c} — Longitudinal tensile and compressive elastic modulus; E_{2t} and E_{2c} — Transversal tensile and compressive elastic modulus; G_{12} — Shear modulus; X_T and X_C — Longitudinal tensile and compressive strength; Y_T and Y_C — Transversal tensile and compressive strength; S_{12} and S_{23} — Intralaminar and interlaminar shear strength respectively; ν_{12} and ν_{23} — Principal poisson's ratio.

试验件承受轴向拉伸载荷, 利用结构沿载荷方向的对称性, 建立 1/2 模型以减少计算时间和内存消耗。长桁和蒙皮采用 SC8R^[11] 连续体壳单元进行离散, 连接带板采用三维应力单元进行模拟。模型中的螺栓受力形式为剪切, 且含有 4 个剪切面, 分别为上下连接带板、长桁缘条和蒙皮。采用改进的 GBJM 方法模拟螺栓连接。复合材料失效采用二维 HASHIN^[12] 准则进行判断。

下壁板连接区 T800/BA9918 试验件 1/2 有限元模型如图 9 所示。边界条件为: 左侧蒙皮和长桁缘条上施加拉伸位移载荷, 右侧对称面处施加对称约束, 左侧端头处限制 y 方向上的位移以模拟夹具的影响, 中间连接带板侧面限制 y 方向上的位移模

拟试验中的侧边支持。下壁板连接区 T800/BA9918 试验件贴片如图 10 所示, 应变片主要分布在连接带板上螺栓孔周围和对称面上, 长桁和蒙皮表面上只有一列。

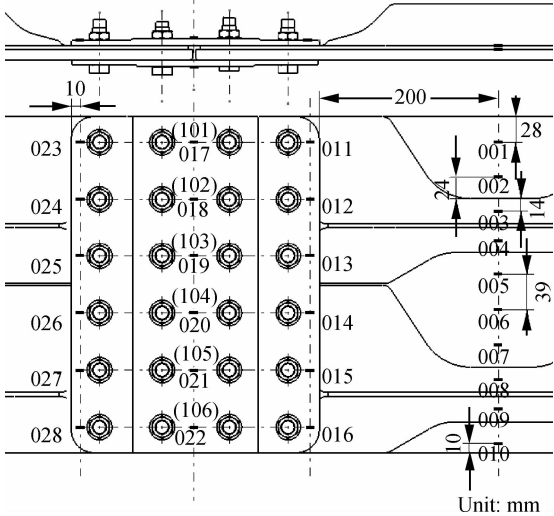


图 10 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件贴片
(括号内数字为背面贴片)

Fig. 10 Strain gauges on T800/BA9918 specimen for lower panel joint (back surface in brackets)

3.2 数值分析结果和试验值的对比分析

下壁板连接区 T800/BA9918 试验件载荷-位移曲线的预测结果如图 11 所示。可见当曲线达最高点时, 位移为 2.62 mm, 载荷为 1.574 1 GN。此时

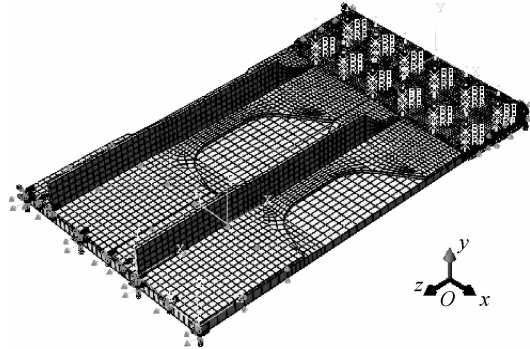


图 9 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件 1/2 有限元模型
Fig. 9 1/2 finite element model of T800/BA9918 specimen for lower panel joint

蒙皮和长桁腹板上螺栓孔周围复合材料都出现了不同程度的损伤,损伤模式主要为纤维压缩损伤,下壁板连接区 T800/BA9918 试验件蒙皮和长桁缘条 0°层纤维的压缩损伤如图 12 所示。

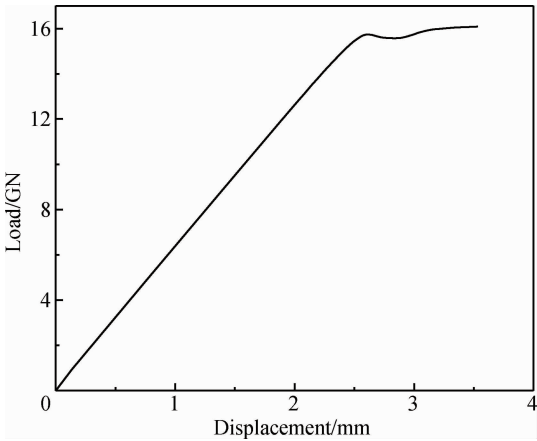


图 11 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件载荷-位移曲线的预测结果

Fig. 11 Predicted results of load-displacement curve of T800/BA9918 specimen for lower panel joint

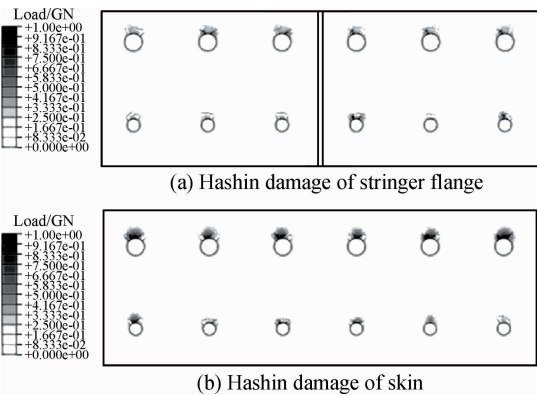


图 12 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件蒙皮和长桁缘条 0°层纤维的压缩损伤

Fig. 12 Fiber compressive damage of 0° layer in skin and stringer flange of T800/BA9918 specimen for lower panel joint

通过应变-载荷曲线可得结构的破坏载荷。图 13 为下壁板连接区 T800/BA9918 试验件上 17#~22# 应变片的应变-载荷曲线。可认为当 17#~22# 应变片的应变全部卸载时,结构发生破坏,此时结构的承载能力为 1.849 3 GN。

数值结果与试验值的比较表明,结构承载能力的预测结果比试验值低约 15%,有限元计算结果偏于保守,这也是可以预见的。由于螺栓实际是弹性体,而该方法以刚性面来模拟螺栓与孔的接触,接触面过于刚硬,从而使得孔边复合材料损伤的提前

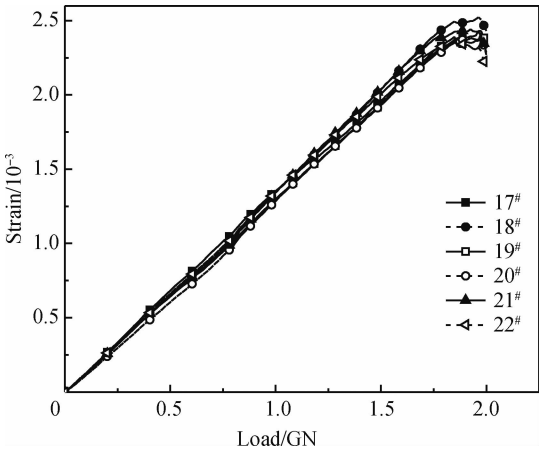


图 13 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件上 17#~22# 应变片的应变-载荷曲线

Fig. 13 Strain-load curves of 17#~22# strain gauges of T800/BA9918 specimen for lower panel joint

萌生与扩展,最终导致预测出的结构破坏载荷要比实际试验值要低,但仍是可以接受的。

下壁板连接区 T800/BA9918 试验件 1# 应变片的应变-载荷曲线的有限元结果与试验值的比较如图 14 所示。可以看出,有限元结果和试验测量曲线吻合较好,误差在 5%之内。由此可以说明有限元模型对试验件线性段的模拟是符合实际情况的。

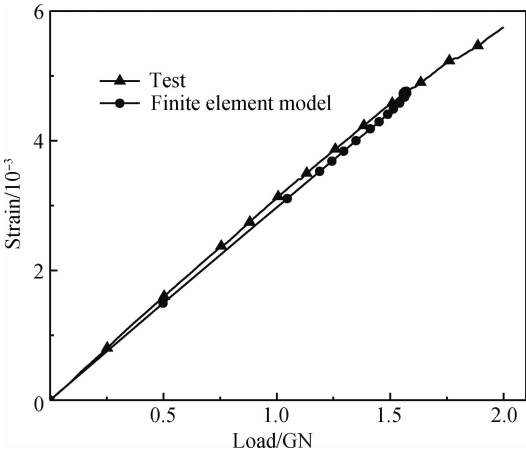


图 14 下壁板连接区 T800/BA9918 试验件 1# 应变片的应变-载荷曲线的有限元结果与试验值的比较

Fig. 14 Comparison between finite element model results and test data for strain-load curve of 1# strain gauge of T800/BA9918 specimen for lower panel joint

4 结 论

对 GBJM 方法进行了改进,使得该方法的应用范围更加广泛,主要体现在以下几个方面:

(1) 可由单剪螺栓扩展到双剪和含多个剪切面螺栓的模拟。

(2) 层合板的模拟由常规壳扩展到连续体壳单元和三维实体单元。

(3) 对梁单元的简化处理, 由多个梁单元简化到一个梁单元。

(4) 考虑了复合材料的损伤累积, 使得该模型不仅能够计算钉载分配, 还能够对结构的破坏载荷进行预测。

(5) 得益于该方法极高的计算效率, 使得壁板级复合材料多钉连接结构承载能力的有限元预测成为可能。采用改进的 GBJM 方法预测的结构破坏载荷和试验值相比较偏于保守。

参考文献:

[1] China Aeronautical Establishment. Handbook of composite structural design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001: 157-163 (in Chinese).
中国航空研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001: 157-163.
[2] Zhao M Y. Failure analysis and strength influence factors of composite mechanically fastened joints[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006 (in Chinese).
赵美英. 复合材料机械连接失效分析及强度影响因素研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
[3] Irisarri F X, Laurin F, Carrere N, et al. Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates-Part II: Failure prediction of an industrial junction[J]. Composite Structures, 2012, 94(8): 2278-2284.
[4] Qian Y B, Chen P H. Longitudinal splice design and failure analysis of composite fuselage panels[J]. Acta Aeronautica et

Astronautica Sinica, 2012, 33(8): 1427-1433 (in Chinese).
钱一彬, 陈普会. 复合材料机身壁板的纵向连接设计与失效分析[J]. 航空学报, 2012, 33(8): 1427-1433.
[5] Labeas G N, Belesis S D, Diamantakos I, et al. Adaptive progressive damage modeling for large-scale composite structures[J]. International Journal of Damage Mechanics, 2012, 21(4): 441-462.
[6] Gray P J, McCarthy C T. A global bolted joint model for finite element analysis of load distributions in multi-bolt composite joints[J]. Composites Part B, 2010, 41(4): 317-325.
[7] Gray P J, McCarthy C T. Finite element modelling of load distributions in multi-bolt composite joints: A global bolted joint model[C]//Proceedings of the 15th International Conference on Composite Structures. Porto, Portugal, 2009.
[8] Gray P J, McCarthy C T, McCarthy M A. A global bolted joint model for finite element simulations of large-scale composite structures[C]//Proceedings of the 9th International Conference on Computational Structures Technology. Athens, Greece, 2008.
[9] Friberg M. Fastener load distribution and interlaminar stresses in composite laminates[D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2000.
[10] McCarthy M A. BOJCAS: bolted joints in composite aircraft structures[J]. Air and Space Europe, 2001, 3(3-4): 139-142.
[11] SIMULIA. ABAQUS/standard version 6.10 user's manual [M]. Rhode Island: Hibbit, Karlsson and Sorensen Incorporated, 2010, 24: 1-6.
[12] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-335.

An improved GBJM method and its application in bolt load distribution and load capacity analysis of composite structures with bolt group

LI Nian¹, REN Feixiang¹, CHEN Puhui^{*1}, YE Qiang¹, SUN Yanpeng²

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Shenyang Aircraft Design Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: In order to analyze the bolt load distribution and load capacity of composite structures with bolt group, an improved global bolted joint model (GBJM) method was developed firstly, and then the method was applied to predict the bolt load distribution and load capacity of multi-bolt composite joint structures. The prediction values and test results were compared. Results show that the predicted multi-bolt load distribution coincides well with the test results before the onset of composite hole-edge damage; as for the prediction of the load capacity of structures, this method seems to be conservative with 15% lower than the test results. Meanwhile the improved model has two significant advantages: one is high computational efficiency with a 75% rise compared to the three-dimensional finite element models for the calculations of bolt load distribution; the other is that this method is effective for the prediction of failure loads of composite structures with bolt group.

Keywords: composites; bolt group; GBJM; load distribution; load capacity