复合材料加筋壁板有限元建模与强度分析

马佳 刘峰 张春 张成雷 唐庆如

(中国民用航空飞行学院,广汉 618307)

文 摘 运用基于工艺的"laminate modeler"模块创建了复合材料铺层和加筋层合板的三维有限元模型。 介绍了一种体单元与壳单元节点融合的方法。以不同的相对节点间距对加筋层合板模型进行了有限元网格划 分,采用结构最大 Von Mises 应力作为标准进行了收敛性分析,得到了一个可适用于其他类似加筋板模型网格 创建的合理相对节点间距值1/72。应力计算表明,集中载荷作用下复合材料加筋壁板的初始损伤发生于第八 铺层材料主方向的2方向,损伤模式为基体拉伸开裂。发生初始损伤时加筋板结构的极限载荷为75 N。应力 集中区较小,且主要分布于载荷作用点附近。集中载荷作用下加筋板的承载效率较低。

关键词 复合材料,加筋壁板,有限元,建模,强度分析

中图分类号:TB3 DOI:10.3969/j.issn.1007-2330.2014.05.006

Finite Element Modeling and Strength Analysis of Composite Stiffened Panel

MA Jia LIU Feng ZHANG Chun ZHANG Chenglei TANG Qingru (Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307)

Abstract Composite lay-up and three dimensional finite element model of composite stiffened panel are created using the "laminate modeler" module based on manufacture process. A method for nodes merging of solid element and shell element is introduced. Finite element meshes of the stiffened panel are created with different relative node interval. The convergence of the finite element analysis is verified according to the criterion of maximum Von Mises stress of the panel. The value of 1/72 as a reasonable relative node interval of stiffened panel modeling is obtained. Stress analysis shows that the initial damage of composite stiffened panel under concentrated load occurs in the No. eight layer. The damage mode is matrix crack in the direction of second material axis. The ultimate load of initial damage for the stiffened panel is 75 N. Stress concentration area is small and it's distributed in the domain around the loading point. The efficiency of composite stiffened panel under concentrated load is fairly low.

Key words Composite, Stiffened panel, Finite element, Modeling, Strength

0 引言

结构质量对于民用飞行器而言是一个重要经济 参数。加筋结构是最常用的复合材料构件形式。在 满足相同刚度、强度和稳定性^[1]的前提下,加筋结构 可较大程度地减轻结构件质量,从而提高结构件材料 的使用效率和经济性。飞机上常用的加筋形式有 T 形、I 形、J 形、帽型等。泡沫芯材填充的帽型加筋结 构是在全高度泡沫夹芯结构基础上优化后的一种结 构,它对结构件关键的受力部位进行强度的加强和刚 度的提高,这样不仅减少了芯材的用量和成本,而且 提高了结构件材料的使用效率,降低了结构件的质量^[2]。

复合材料加筋板的制造工艺复杂,计算机建模仿 真以及强度分析对于试样测试以及工程应用具有一 定的参考与指导意义。

1 有限元建模

运用有限元软件建立环氧/玻璃纤维复合材料加 筋层合板有限元模型。加筋板几何尺寸为 390 mm× 390 mm。图1为复合材料加筋壁板的几何模型,其 中筋条为体元(solid),面板为面元(surface)。

收稿日期:2014-03-13;修回日期:2014-07-14

基金项目:中国民用航空飞行学院成果转化与创新基金项目(CJ2013-02);国家自然科学基金民航联合基金重点项目(U1233202/F01);民航局科技项目重大专项(MHRD201240);国家级大学生创新创业训练项目(201310624034)

作者简介:马佳,1988年出生,硕士研究生,主要从事复合材料结构设计。E-mail:majiakaoyan@126.com



图1 加筋壁板几何模型 Fig.1 Geometry model of stiffened panel 加筋板有限元模型需要采用两种类型有限单元, 泡沫夹芯用体单元,层合板用壳单元。为了使两种单 元节点准确的融合,在给泡沫筋条底面和层合板(壳 结构)划分网格时,需要使两者的接触面创建的网格 种子处在同一位置,如图2和图3所示。



图 2 筋条(体结构)底边创建的网格种子

Fig. 2 Mesh seeds created on the bottom side of the stiffener



图 3 层合板(壳结构)底面边界线创建的网格种子 Fig. 3 Mesh seeds created on the bottom side of the laminate panel

图 2 中筋条底边创建的种子和图 3 中层合板的 底面边界线所创建的网格种子在接触面位置处的种 子个数、间距和位置都是通过计算使其恰好保持一致 的,为两种单元节点的融合带来了极大的便利,也保 证了所建模型的连续性和分析计算的准确性。

网格种子设定好后分别在层合板面元上生成壳 单元网格,在泡沫夹芯体元上生成体单元网格。图4 为层合板的壳单元有限元网格,图5为泡沫夹芯的体 单元有限元网格。



图 4 壳单元的网格 Fig. 4 Meshes of shell elements



Fig.5 Meshes of the solid stiffeners 将两种网格分别划分完成之后,需要将壳单元和 体单元界面上处于相同几何位置(或处于节点距离 容限值以内)的节点进行融合,这里就要用到"equivalence"的命令^[3]。它的作用就是将处于相同几何位 置处(或处于节点距离容限值以内)的两个或者两个 以上的节点融合为一个节点,从而保证所建模型的连 续性、整体性,这也是有限元理论^[4]的核心内涵之 一,单元是通过节点连接成为一个整体承载结构的。 节点融合的位置处以空心圆显示,如图6所示。



图6 重复节点的融合

Fig. 6 Equivalence of nodes at the same position

网格划分完成之后,对创建的模型施加约束和载荷。约束区域位于距离层合板两端 50 mm 位置处的加筋壁板节点,只约束线位移,不约束转动自由度。载荷为作用于加筋板中心点的单位集中载荷,方向沿 z 轴向上,约束情况如图 7 所示。

工况定义完成之后创建材料,并赋予模型材料属 性。筋条材料定义为各向同性的泡沫,通过软件工具 栏中的"materials"和"properties"命令完成材料和属 性定义。壳单元的材料为玻璃纤维层合板,材料创建 宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2014 年 第5 期

-26 -

完成之后,要运用"laminate modeler"模块进行铺层 "ply"以及整个层合板"laminate"属性的创建。



Fig.7 Restriction of the finite element model 创建铺层"ply"时需要设置相关参数控制纤维方 向、铺贴区域(图8)、参考方向、应用方向和铺层角度 (图9)等^[5],最终将创建好的每一层"ply"按照制造 时的真实铺贴顺序创建成为一个含有多层"ply"的层 合板模型,如图10所示。



图 8 铺贴区域的选择 Fig. 8 Selection of the paving area



宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2014 年 第5 期

2 收敛性分析

在H型有限元分析计算中,划分的网格越密,分 析计算的精确度越高,但计算机分析处理所用的时间 也会越长^[6],这就需要在计算时间和网格密度之间 找到一个平衡点。为了确定合适的网格密度,需要对 同一模型以不同的节点间距进行网格的划分与受力 分析,在保持分析模型其他参数(尺寸、约束、载荷和 材料等)不变的情况下,以结构的冯米塞斯应力最大 值作为标准来判断有限元计算的收敛性。当冯米塞 斯应力最大值的变化量小于5%时,认为此时的节点 间距与所建模型最大边长的比值为合理的相对节点 间距。

有限元分析的收敛性与分析模型网格密度有关, 对模型几何外形不敏感。建立一个外形比较规则的 单加强筋壁板模型(360 mm×180 mm)来分析相对网 格密度对计算收敛性的影响。这样既方便了网格的 划分,也易于得到合理的相对节点间距。

对单加筋板模型分别以 1/12、1/24、1/36、1/72、 1/120、1/180 的相对节点间距创建有限元网格。图 11 和图 12 给出了相对节点间距为 1/12 和 1/24 时的 模型有限元网格。



图 11 相对节点间距为 1/12 时的模型网格 Fig. 11 Meshes of the model with a relative node interval of 1/12



图 13 和图 14 给出了相对节点间距为 1/12 和 1/ 24 时有限元计算结果的冯米塞斯应力云图。

— 27 —











Fig. 14 Von Mises stress fringe of the stiffened panel with a relative node interval of 1/24

从图 13~图 14 可以看到在点载荷作用下,加筋板的应力集中区较小,以集中载荷作用点为中心向外扩散,低应力区面积较大,结构的承载效率较低。

表1给出了6种相对节点间距时单加筋板模型的计算结果。随着相对节点间距的减小(模型最大边长上节点数目增多),加筋层合板模型的冯米塞斯应力最大值的相对差值越来越小。相对节点间距为1/72时和1/120时层合板模型冯米塞斯应力最大值相对差值为3.17%,小于5%,因此1/72是比较合理的相对节点间距。

表 1 6 种相对节点间距的冯米塞斯应力极值 Tab. 1 Maximum Von Mises stress of six different relative node intervals

序 号	模型最长边(360 mm) 节占数目/个	相对节 占间距	最大冯米塞斯 应力/kP。	相对差值
.,		WINT	<u>)</u>) J/ KI a	/ /0
1	12	1/12	38.8	
2	24	1/24	56.6	45.88
3	36	1/36	64.0	13.07
4	72	1/72	72.6	13.44
5	120	1/120	74.9	3.17
6	180	1/180	75.2	0.40

图 15 是基于表 1 的数据绘制而成的曲线^[7],横 轴是单加筋板模型最长边的节点数,纵轴为冯米塞斯 应力最大值。由图可知,随着模型最长边上节点数目 的增多(网格密度增大),冯米塞斯应力最大值逐渐 趋近真实值。相对节点间距为 1/72 时,曲线已经趋 于水平,相对变化值已经很小,因此以 1/72 作为相对 节点间距是合理的。



3 层合板强度分析

基于收敛性分析的结果,采用 1/72 作为相对节 点间距对三根加强筋的复合材料加筋壁板进行有限 元网格划分。在进行分析处理之前要根据需要设置 相关的分析参数以及输出结果的类型。读取分析结 果文件,得到加筋层合板模型的应力云纹图和位移云 纹图等结果。

对于复合材料层合结构,强度与材料主方向应力 有关,纤维方向定义为1方向,垂直于纤维的方向定 义为2方向,厚度方向定义为3方向。采用最大应力 强度准则^[8]来对层合板强度进行校核,需要知道每 一铺层的1方向、2方向的正应力应力极值和1、2方 向的剪应力极值,这就需要再次运用"laminate modeler"模块,创建"结果"(result)文件^[5]。在结果显示的 界面中,设置相关参数,显示出每一铺层材料主方向 的应力云图,典型的铺层应力云图见图16~图18。



of the first ply (ply of $45^\circ)$

宇航材料工艺 http://www.yhclgy.com 2014 年 第5期







图 18 第一铺层(45°铺层)1、2 方向剪应力云图 Fig. 18 Shearing stress fringe at 1,2 direction of the first ply (ply of 45°)

基于最大应力强度准则,读取所建模型每一铺层 在 x 方向(纤维主方向)、y 方向(垂直于纤维主方向) 以及 xy 方向(剪应力方向)的最大、最小应力值,找 出所有层中 x、y 和 xy 方向的最大、最小应力值。x 方 向单层最大拉应力出现在第七层(0°铺层),其值为 $x_t = x_{max} = 556$ kPa,最大压应力出现在第一层(45°铺 层),其值为 $x_c = |x_{min}| = 606$ kPa;y 方向单层最大拉 应力出现在第八层(90°铺层),其值为 $y_t = y_{max} = 280$ kPa,最大压应力出现在第一层(45°铺层),其值为 y_c = $|y_{min}| = 253$ kPa; xy 方向单层最大(绝对值最大) 剪应力出现在第一层(45°铺层),其值为 $s = \{xy_{max} = xy_{min}\}$

层合板采用的是高强玻璃布,极限强度为: X_1 = 735 MPa, Y_c = 735 MPa, Y_t = 21 MPa, X_c = 98 MPa, 和 S = 28 MPa,由最大应力强度准则可知,复合材料 层合板的极限载荷为 1×min { x_t/X_t , x_c/X_e , y_t/Y_t , y_c/Y_e , s/S = 1×(y_t/Y_t) = 1×[21/(28×10⁻²)] = 75 N,初始损伤发生于第八层(90°铺层),损伤形式为基 体材料拉伸断裂。即该复合材料加筋壁板在中心集 中载荷作用下初始损伤极限载荷为75 N,结构的承 载效率较低,加筋板适合承受分布载荷。

4 结论

(1)通过人工控制体单元和壳单元界面上的有限元网格种子,可以方便地保证两种单元界面上的位移连续性;(2)运用基于铺贴工艺的"laminate modeler"模块进行复合材料层合壁板的建模,使复合材料 层合板的创建更方便、快捷;(3)以冯米塞斯应力最 大值作为有限元计算收敛性的标准,得到加筋壁板有 限元网格划分的合理相对节点间距为1/72;(4)中心 集中载荷作用下加筋板初始损伤为基体拉伸断裂,即 决定初始损伤极限载荷的是基体强度,加筋板极限载 荷为75 N;(5)集中载荷作用下,应力集中区较小,主 要分布于载荷作用点附近,低应力区大,结构承载效 率不高;(6)复合材料加筋板适于承受分布载荷。

参考文献

[1] Shi Qinghua. The effect of composite flexures on aeroelastic stability of a hingeless rotor blade[J]. High Performance Composite Structure Manufacturing Technology, 2007:128-133

[2] Jegley D C. Structural efficiency of stitched composite panels with stiffener crippling[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42 (5):1273

[3] 龙凯,贾长治,李宝峰,等. Patran 2010 与 Nastran 2010 有限元分析从入门到精通[M].北京:机械工业出版社, 2011:100

[4] Thomas J R. Hughes. The finite element method : linear and dynamic finite element analysis [M]. New York: Dover Publications Inc,2000:46-64

[5] MSC. Patran. Laminate Modeler User's Guide [M].MSC. Patran 2005, 2005;50-53,86-89

[6] 高素荷. 网格划分密度与有限元求解精度研究[J]. 机械设计,2011,27:161-163

[7] Alberty J, Carstensen C, Funken S A, et al. Matlab implementation of the finite element method in elasticity[J]. Computing, 2002,69(3):239

[8] Carloni C, Nobile L. Maximum circumferential stress criterion applied to orthotropic materials [J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2005, 28(9):825-834

(编辑 吴坚)