

用子结构方法自动计算飞机舱体实验模型裂缝的应力强度因子

剧锦三 蒋秀根 庄金钊

(中国农业大学 水利与土木工程学院, 北京 100083)

摘要 基于 ANSYS 编制的自动分析软件, 用子结构方法自动建立实验模型的有限元分析模型, 完成子结构间的无缝连接, 通过计算由 2 个子结构组成的模型并扩展包含裂缝的子结构的解得到应力强度因子。应用算例计算结果表明, 子结构方法与整体模型方法的计算结果相同, 而子结构方法占用机时少约 40%; 计算结果与实验结果十分接近。

关键词 子结构; 应力强度因子(SIF); 裂缝; 飞机结构

中图分类号 TU 311.41

文章编号 1007-4333(2005)03-0081-04

文献标识码 A

Automatic calculation of crack intensity factor of aircraft fuselage test model by sub-structure method

Ju Jinsan, Jiang Xiugen, Zhuang Jinzhao

(College of Water Conservancy and Civil Engineering, China Agricultural University, Beijing 100083, China)

Abstract The sub-structure method was used to simulate an aircraft cargo test model and calculate its stress intensity factor (SIF) of cracks in the cargo fuselage. Software for automatic analysis based on ANSYS was developed, which could create a sub-structure of FEM model for the test model and complete the connection of two sub-structures. The SIF was computed from the expanded solution of a sub-structure with crack and a model with 2 substructures. The comparison of the results from the sub-structure method and the whole model method showed that the two calculated results are the similar and close to the experimental results, however, the substructure method takes much less time than that of the other.

Key words sub-structure; stress intensity factor (SIF); crack; aircraft structure

子结构生成过程是将 1 组单元用矩阵凝聚为 1 个单元的过程, 这个矩阵单元称为超单元。在有限元分析中, 超单元可以像其他类型单元一样使用, 唯一的区别就是其必须先经子结构生成过程生成。使用子结构方法可以节省机时^[1], 并且可以利用有限的计算机设备资源求解超大规模的问题。子结构分析分为 3 个步骤, 即子结构的生成、使用和扩展。

1) 生成。将普通的有限元单元凝聚为一个超单元。凝聚通过定义一组主自由度来实现, 主自由度用于定义超单元与模型中其他单元的边界, 提取模型的力学特性。

2) 使用。将超单元与模型整体相连进行分析, 整个模型可以是 1 个或几个超单元, 也可以是超单

元与非超单元相连的。使用部分的计算只是包括超单元和非超单元的整体模型的计算。

3) 扩展。从凝聚计算结果开始, 计算整个超单元中所有的自由度。

目前对三维薄壁结构裂缝应力强度因子的计算通常采用整体策略和阶段策略^[2-4], 尚未见使用子结构方法的有关论述。本文中尝试使用该方法计算飞机舱体实验模型裂缝的应力强度因子, 把不包括裂缝区域的整体模型作为子结构 1, 把包含裂缝区域的部分模型作为子结构 2 (图 1), 这样就不需要在每次分析时重新建立新的整体模型, 只需改变包含不同长度裂缝区域的子结构 2 的模型即可。在“缝合”2 个区域的边界后就可以计算由子结构构成的

收稿日期: 2004-12-02

作者简介: 剧锦三, 副教授, 博士, 主要从事结构稳定和断裂研究; 蒋秀根, 副教授, 通讯作者, 主要从事结构工程方向的研究,

E-mail: xiugenjiang@tsinghua.org.cn

整体模型,进而通过扩展包含裂缝的子结构2的解得到不同长度裂缝尖端的应力强度因子。这样既可以避免采用整体策略时的重复建模,又可以避免采用阶段策略时数据传递过程中可能出现的失误。

1 分析步骤与方法

1.1 子结构模型的建立

用壳单元模拟飞机的舱体、环形框架、纵梁和加劲肋,用弹簧单元模拟铆钉。图1(a)示出机舱部分模型,沿飞机纵向有2个节间,沿弧度方向有3个节

间,包括2个环形框架和3个纵梁;其中部空白部分的单元见图1(b),裂缝就在该节间。

首先要生成子结构。由于裂缝尖端需要使用奇异单元特殊处理^[3],所以笔者将整个模型划分成2部分,即将含裂缝的节间部分模型(图1(b))和剩余部分模型(图1(a))分别凝聚成2个超单元;将单元6个自由度全部定义为主自由度,然后将2超单元缝合。为保证这2个区域公共边界的节点在使用阶段无缝连接,要求其相邻边界处有相同的节点号和节点坐标。

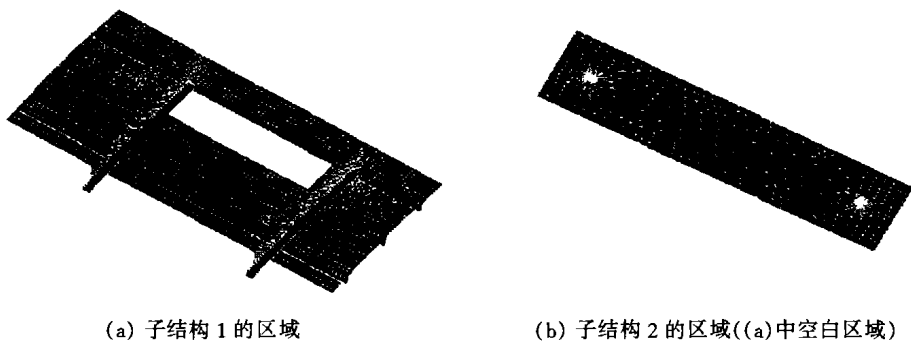


图1 子结构区域示意图

Fig.1 Schematic diagram of sub-structures

1.2 子结构的使用及结果的扩展

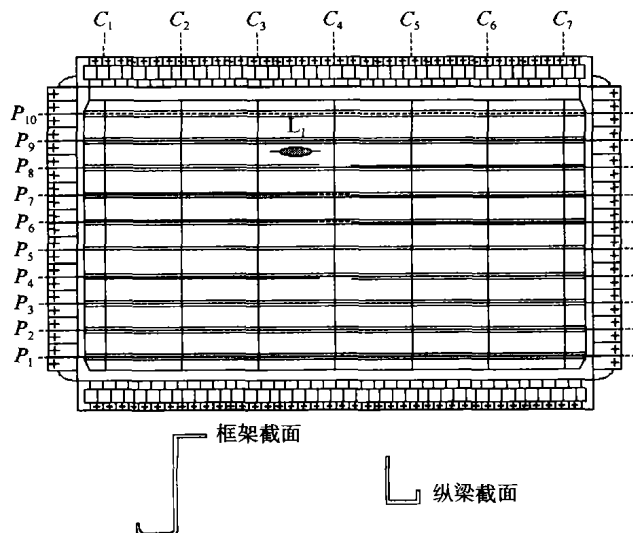
计算凝聚后的2个超单元,与普通单元的计算相同;然后进行扩展部分的计算,从凝聚计算结果扩展计算整个超单元中所有的自由度。应力强度因子从子结构2的扩展结果中得到。

1.3 计算过程的自动实现

虽然子结构可以提高计算效率,但带有奇异单元的超单元模型的建立和超单元与模型其他部分的连接是一个难点。尤其在复杂结构中,要把一个区域外边界节点的位置和编号与另一区域内边界的完全吻合是很困难的。笔者编制了一套程序,只需输入模型的几何尺寸、材料、荷载、裂缝位置及长度等参数^[4-5],就可以自动完成子结构1的建模。程序首先对子结构1中的内边界进行网格划分,划分规则使其便于与子结构2连接;然后通过确定关键点的方法找到子结构2的4个角点作为控制点,再按照子结构1内边界的节点规律排列子结构2外边界的节点位置,建立子结构2的模型。这样就保证了共同边界的节点位置完全相同。最后通过压缩节点号的方法将边界上对应位置的2个节点压缩成同一个节点,完成无缝连接过程。

2 算例

使用上述子结构方法对某机舱结构实验模型(图2)进行模拟。舱体半径2 820 mm,直边3 498 mm,弧边2 010 mm,壳体厚1.8 mm。沿舱体纵向



$C_1 \sim C_7, P_1 \sim P_{10}$ 分别为沿舱体纵向分布的环形框架和弧度方向纵梁轴线,图5同; L_1 为纵向裂缝

图2 机舱结构实验模型

Fig.2 Test model of fuselage structure

有 7 个环形框架, 每个框架截面面积 269 mm²; 沿弧度方向分布有 10 个纵梁, 每个纵梁截面面积 96 mm²。材料弹性模量均为 70.310 kN/mm², 荷载为 0.059 3 N/mm² 的内压。舱体四边固定, 裂缝长度 75~500 mm。

模型中有 1 条沿纵向的裂缝 L₁, 位于环形框架纵向轴线 C₃、C₄ 和弧度方向纵梁轴线 P₈、P₉ 围成的节间中心, 程序将该节间的单元凝聚成子结构 2, 模型中其余部分的单元凝聚成子结构 1。计算子结构 2 并扩展其解, 可以得到裂缝的应力强度因子。

3 计算结果分析

使用有限元软件 ANSYS 对该模型进行计算, 求解应力强度因子与裂缝长度的关系, 结果见图 3, 解扩展后子结构 2 的变形见图 4。由图 3 可以看

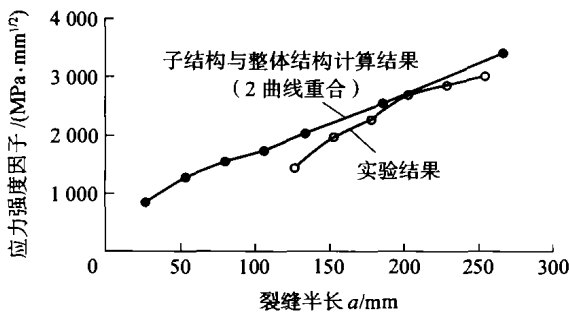


图 3 应力强度因子计算结果
Fig.3 Calculated result of SIR

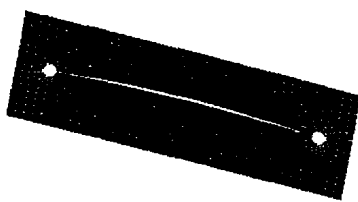


图 4 解扩展后子结构 2 的变形
Fig.4 Deformation of sub-structure 2

出, 子结构与整体结构计算结果^[6-8] 相同; 这表明了本文中提出的子结构方法及程序的正确性。另外, 由于单元凝聚使计算效率提高, 子结构方法用时仅为整体结构方法的 58%。实验结果由经验公式^[9]

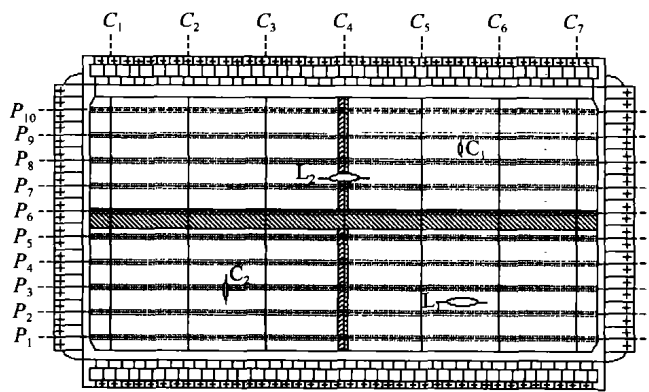
$$da/dN = \frac{C(1 + \beta)^m (\Delta K - \Delta K_{th})^n}{K_c - (1 - \beta)\Delta K} \quad (1)$$

计算得到。式中: a 为裂缝半长, mm; N 为荷载循环加载次数; C 和 ΔK_{th} 为材料常数; K_c 为材料断裂韧性常数; $\beta = \frac{K_{max} + K_{min}}{K_{max} - K_{min}}$; $\Delta K = K_{max} - K_{min}$, 为加

载循环中最大与最小应力强度因子之差。比较实验结果和计算结果可以看到, 二者符合得很好, 尤其在裂缝半长 200 mm 时。

4 应用算例

将上述方法应用于更多的模型计算(图 5), 结果见图 6。壳体厚度 2 mm, 几何特征和荷载与图 2 相同。从图 6 可以看到, 裂缝 L₁ 和 L₂ 在扩展到接



L₁、L₂ 和 C₁、C₂ 分别为纵向和弧度方向裂缝, 下图同

图 5 应用算例模型图

Fig.5 Test model of applied calculation example

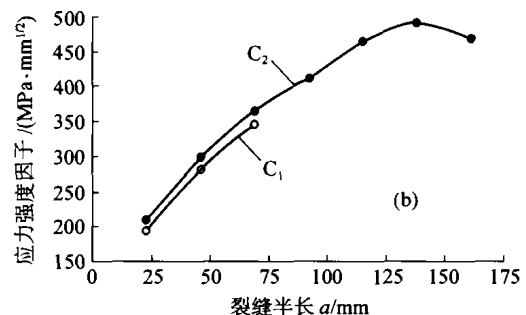
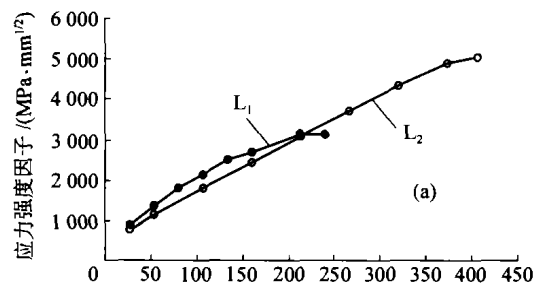


图 6 应用算例的应力强度因子计算结果
Fig.6 SIFs of applied calculation example

近环形框架时, 变形受到约束, 所以应力强度因子曲线的走向开始平缓; 同理, 裂缝 C₁、C₂ 由于纵梁的约束, 随着裂缝长度的增大, 应力强度因子曲线也开始平缓甚至下降。此例同样说明子结构方法的计算结

果是合理的。

5 结 论

1)本文中所以子结构方法可以避免重复无裂缝区域的建模工作,简化大型结构的计算;

2)子结构方法与整体模型的计算结果相同,而用时少约40%;

3)应力强度因子的计算结果与实验结果符合得很好,且可以应用于类似的分析;

4)自编程序能够高效完成建模、缝合、计算和结果扩展过程。

参 考 文 献

- [1] ANSYS Ltd. ANSYS Structure Analysis Manul [S]. Pittsburgh: Tech Science Press, 2003
- [2] Atluri S N. Structural Integrity and Durability [M]. Georgia: Tech Science Press, 1997. 328-390
- [3] 高瑞霞, 刷锦三, 蒋秀根, 等. 裂缝边缘凸起变形对带裂缝柱形薄壁结构应力强度因子的影响初探[J]. 中国农业大学学报, 2004, 9 (6): 68-71
- [4] O'Donoghue P E, Ju Jinsan. Advanced techniques for aircraft fuselage structures containing damage[A]. Atluri S N. Proceedings of the 15th European Conference of Fracture-Advanced Fracture Mechanics for Life and Safety Assessments[S]. Stockholm: CRC Press, 2004. 120-126
- [5] Kanninen M F, Popelar C H. Advanced Fracture Mechanics [M]. New York: Oxford University Press, 1985. 16-18
- [6] Zou X L. Statistical moments of fatigue crack growth under random loading[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2003, 39: 1-5
- [7] Horstemeyer M F, Gall K. Numerical, experimental, nondestructive, and image analyses of damage progression in cast A356 aluminum notch tensile bars[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2003, 39: 23-45
- [8] Wang L, Chow W T, Kawai H, et al. Residual strength of aging aircraft with multiple site damage/multiple element damage[J]. Journal of American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998, 36: 840-847
- [9] Anderson T L. Fracture Mechanics Fundamentals and Applications[M]. Florida: CRC Press, 1995. 60-64