

复合材料叠层板固化成型后的变形分析计算

官 霆¹ 孙良新¹ 邢丽英²

(1 南京航空航天大学航空宇航学院,南京 210016)

(2 北京航空材料研究院,北京 100095)

摘 要 分析复合材料铺层的微观结构,研究复合材料成型过程变形特点,以此建立两类针对性的有限元模型,并采用典型复合材料叠层板固化成型温度载荷,进行叠层板翘曲变形和板内应力的计算分析。在此基础上,将计算结果与实际试验制件实测结果进行对比。结果表明,本文所提供的有限元分析计算模型可对实际情况进行简便和较为精确的模拟。

关键词 复合材料,叠层板,残余应力,残余变形

Composite Laminates Deformation Analysis and Calculation After Curing

Guan Ting¹ Sun Liangxin¹ Xing Liying²

(1 Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

(2 Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095)

Abstract The micro composition and the deforming theorem of composite laminates are analyzed. Accordingly, the special finite element models are built, and the residual deformation and the stress are calculated and analyzed with the composite curing temperature load. The analysis of the results of the finite element model is completed. Moreover, the calculating results are compared with that of test specimen. The difference between calculation and test are analyzed. The result shows that the composite deforming finite element analyzing method is simple and effective.

Key words Composite, Laminate, Residual stress, Residual deformation

1 引言

复合材料在加热固化成型过程中,经历由低温-高温-低温的过程;在叠层板铺层不对称或材料不均匀时,叠层板可产生较为严重的形变和内应力。翘曲变形影响装配连接,高内应力会使层板的承载强度下降,因此,研究提供层板在温度载荷下简单可行的结构变形、内应力预估方法,对于复合材料叠层构件的初步设计、加工是有积极意义的。

2 叠层板固化后变形与层间应力形成分析

预浸料铺叠的层板在固化升温至玻璃化保温阶段,材料逐步完成固化成型。在玻璃化成型过程中,

结构材料的温度虽然较高,但是,由于基体尚处于流动变形状态,因此,叠层板各方向上的铺层在加热膨胀中处于相对自由状态,加之玻璃化成型中的保温、保压时间较长,在最终降低到玻璃化转变温度以下的缓慢过程时,铺层热胀伸缩所受限制仍较小。

对于中温固化,约 120℃ 以下,在成型后期,温度降至玻璃化温度之下,结构材料固化。由于各层之间线膨胀系数差异,从 120℃ 降至室温的过程是各向异性复合材料产生变形和层间应力的过程。

2.1 理论分析

根据经典板理论,层板各层受热膨胀时,各层线

收稿日期:2004-10-25;修回日期:2005-03-21

作者简介:官霆,1966年出生,高级工程师,主要从事飞机设计及功能材料结构的研究

膨胀系数、刚度均不同,层板将发生如图 1 所示的翘曲以协调各层间的变形^[1],使其呈现线性常态分布。各层产生的应变、应力可用下列公式计算。各层温度载荷下的自由伸长应变

$$e_x = \alpha_x T, e_y = \alpha_y T \quad (1)$$

每层应力

$$\sigma_x^n = Q_{xx} e_x + Q_{xy} e_y \quad (2)$$

转换至层板轴下的应力

$$\begin{aligned} \sigma_1^n &= p^n + q^n \cos 2\theta \\ \sigma_2^n &= p^n - q^n \cos 2\theta \\ \sigma_6^n &= q^n \sin 2\theta \end{aligned} \quad (3)$$

其中

$$p^n = (\sigma_x^n + \sigma_y^n) / 2, q^n = (\sigma_x^n - \sigma_y^n) / 2 \quad (4)$$

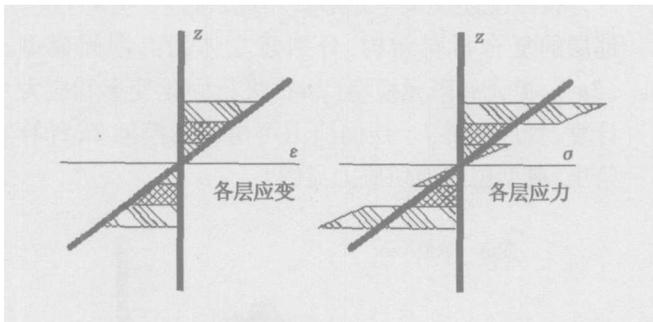


图 1 叠层板应力应变示意图

Fig 1 Stress and strain distribution of composite laminates

由于用层板理论获得的在温度载荷下的变形和层间应力均不够准确,目前有的研究者在层间应力分析时,兼顾层间树脂基体影响,采用微小体元单元模拟树脂基体的存在,如图 2 示。在相邻铺层间存在一定厚度的树脂层,通过建立多层微小的体元加以模拟,可得到层间应力分布^[2]。但是该法由于树脂体元单元取得太小,元素数量巨大,无法推广计算大型尺寸的工程分析。

采用 20 节点体元计算温度载荷下的层间应力^[3]的方法对于计算复杂铺层在温度载荷下的近似变形、层间应力更是困难。

本文提出的计算模型是用板元、体元两种元素建立有限元模型^[4],如图 3 示,板元模拟纤维层、体元模拟树脂过渡层。树脂层存在软化过渡,使变形模拟更加精确。考虑到纤维层的树脂含量仍较高,故树脂层的厚度选取为较厚的折算值 0.02 mm。

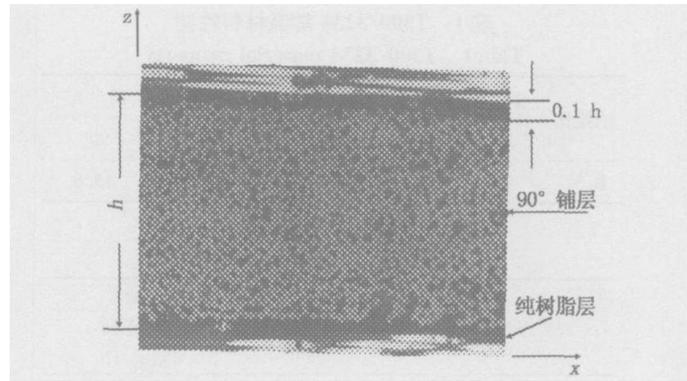


图 2 复合材料层间情况 500 ×

Fig 2 Interlaminar material composition of composite

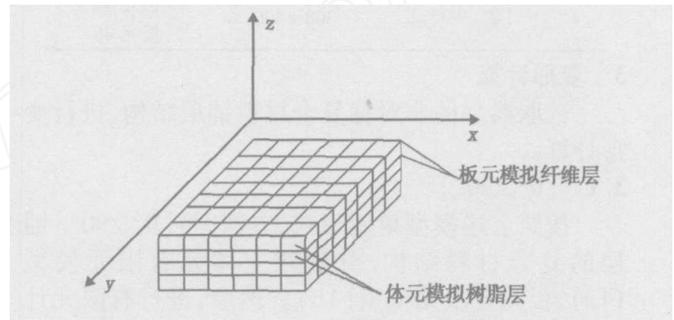


图 3 模型构成方式

Fig 3 Element model construction mode

2.2 叠层板有限元计算、试验模型和有关参数

为使有限元计算结果能与试验结果对比,试验件和有限元模型采用了相同的几何尺寸,即 300 mm × 300 mm 的板,如图 4 示。模型采用中心节点的简支,保证板元自由翘曲^[5]。结构材料是碳纤维/环氧的 T300/3234,材料数据见表 1。树脂的剪切模量为 43 MPa,线膨胀系数为 43.6 × 10⁻⁶ /K。对四种铺层情况进行计算,铺层情况见表 2。

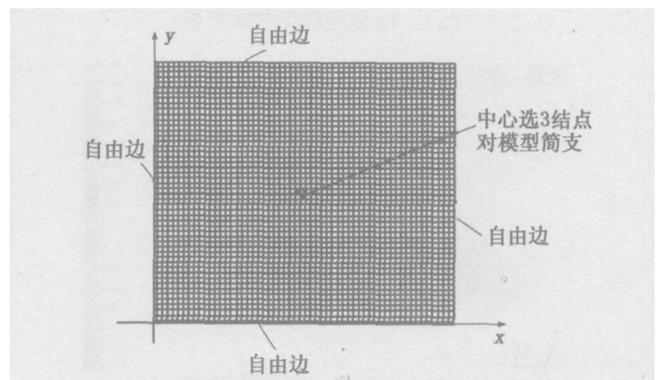


图 4 有限元计算模型

Fig 4 Element model

表 1 T300/3234 常温材料性能
Tab 1 T300/3234 material property

| 泊松比 | 拉伸模量 /GPa | | 纵横剪切模量 /GPa | 线膨胀系数 / $10^{-6} K^{-1}$ | |
|------|-----------|-----|-------------|--------------------------|------|
| | 0° | 90° | | 0° | 90° |
| 0.32 | 128 | 8.3 | 4.2 | 0.13 | 43.6 |

表 2 铺层情况

Tab 2 Laminate construction

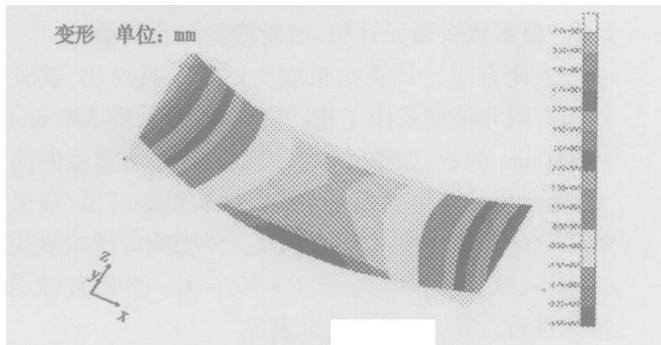
| 序号 | 铺层 | 尺寸/mm | 模型号 |
|----|------------------|-----------|----------------|
| 1 | $[0_3/90_3]$ | 300 × 300 | 体元 1a 板元 1b |
| 2 | $[0_2/90_2/0_2]$ | 300 × 300 | 体元 2a 板元 2b |
| 3 | $[0/90_2]$ | 300 × 300 | 体元 3a 板元 3b |
| 4 | $[0_2/90_2]$ | 300 × 300 | 体元 4a 板元 4b |

3 变形计算

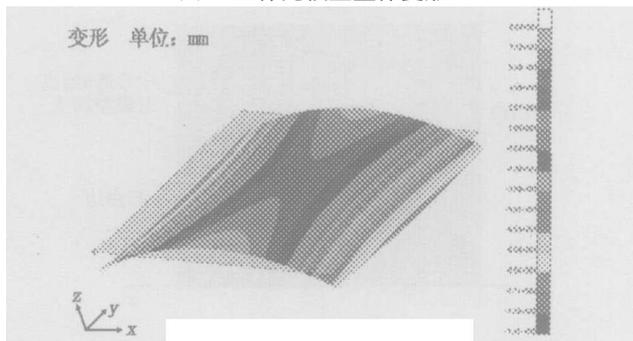
选取典型的非对称复合材料铺层结构,进行变形计算。

3.1 $[0_3/90_3]$

按照上述模型单元形式、方法,将 $[0_3/90_3]$ 铺层的复合材料结构,分别建立体元有限元模型 (1a)、板元有限元模型 (1b)。然后,进行有限元计算,变形见图 5。层间应力可由体元模型 1a 给出,典型层间剪切应力见图 6。



(a) 1a 体元模型整体变形



(b) 1b 板元模型整体变形

图 5 $[0_3/90_3]$ 铺层变形

Fig 5 Deformation of laminate $[0_3/90_3]$

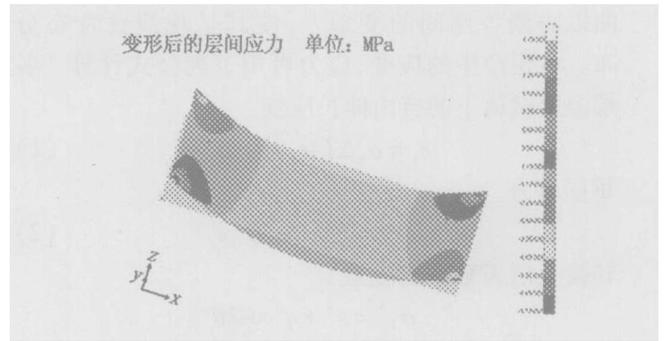
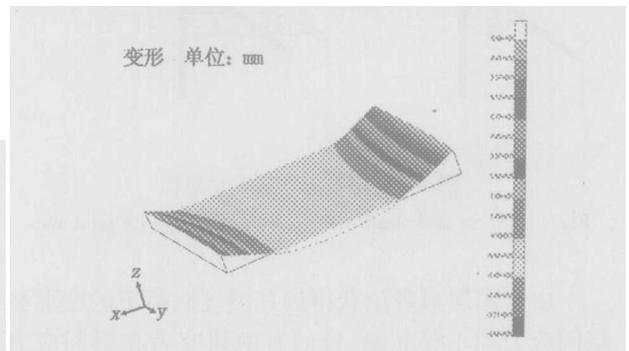


图 6 $[0_3/90_3]$ 体元模型铺层层间剪切应力

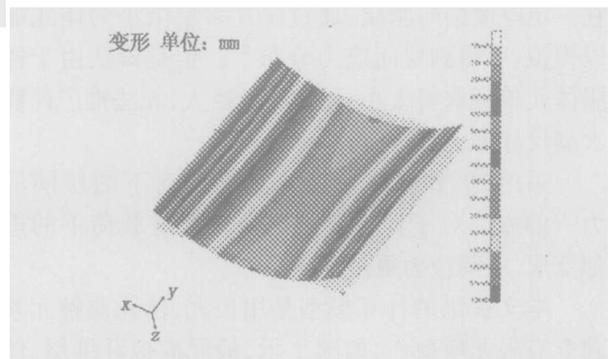
Fig 6 Deformation of laminate $[0_3/90_3]$

3.2 $[0_2/90_2/0_2]$

按照上述模型单元形式、方法,将 $[0_2/90_2/0_2]$ 铺层的复合材料结构,分别建立体元有限元模型 (2a)、板元有限元模型 (2b),进行固化变形和应力计算,变形见图 7。层间应力可由体元模型 2a 计算给出,典型层间剪切应力见图 8。



(a) 2a 体元模型整体变形



(b) 2b 板元模型整体变形

图 7 $[0_2/90_2/0_2]$ 铺层变形

Fig 7 Deformation of laminate $[0_2/90_2/0_2]$

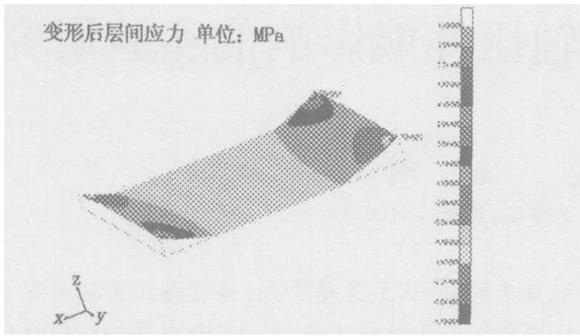


图 8 $[0_2/90_0]$ 体元模型铺层层间剪切应力

Fig 8 Deformation of laminate $[0_2/90_0]$

由于篇幅限制,上述仅示两种铺层的典型计算结果。从计算结果可以看到:非对称铺层使层板出现较大的变形、翘曲。自由变形使内力在较低的量级下达到平衡,层间应力数值很低,上述两种计算示例的最大层间应力 179 kPa。在铺层间建立体元,既模拟复合材料微观形式,又可计算、给出固化变形后的层间应力。

4 与实测对比

计算同时,开展了上述铺层试验试件的对比试验研究,计算值与测试结果对比见表 3,表中实测曲率半径是按试验件的变形值计算出来。复合材料平板试验件固化后翘曲情况见图 9。

表 3 计算模型所得数据与试验实测值对比

Tab 3 Comparing of deformation data between element calculation and test results

| 铺层 | 理论计算曲率半径 /mm | | 实测 曲率半径 /mm |
|--------------|--------------|-----|----------------|
| | 体元 | 板元 | |
| $[0_2/90_0]$ | 108 | 139 | 105 |
| $[0_3/90_0]$ | 141 | 159 | 163 |
| $[0_1/90_2]$ | 733 | 805 | 800 |
| $[0_2/90_2]$ | 192 | 225 | 204 |

计算得到的层间应力很小,基本不影响结构承载,因为层板四周无约束,仅受各单层各向异性的差异影响,也不会造成层板剪切破坏^[6]。计算值与实测值的对比发现,变形曲率间的误差很小,平均误差值,体元小于 5%;板元小于 10%。

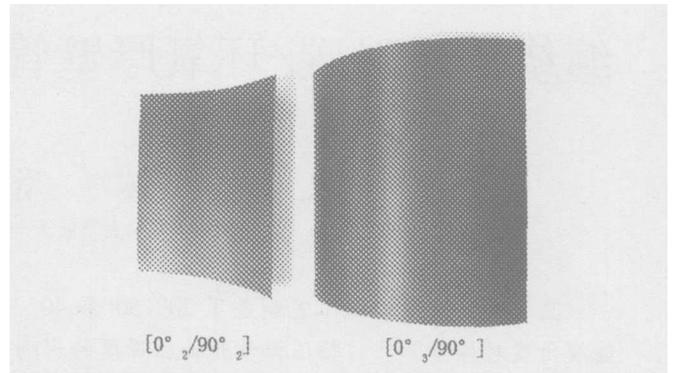


图 9 两种典型平板试验件固化后翘曲情况

Fig 9 Two typical deformed test plate-specimens

5 结论

复合材料叠层板由于各向异性,在固化后必然出现变形和内应力。计算表明本例内应力处于较低量级,而变形在铺层非对称情况下很大。本文所提供的有限元分析计算模型可较为近似地预估变形和内应力,方法也是简便的。

由于层板在不对称情况下的变形很大,也可能由层间高应力引起剪切破坏。更精确预估需开展数据积累和广泛应力、应变测试,而对大型结构的预估更有待进一步的研究。

参考文献

- 1 Stephen W Cai Composite design 4th. Published by Think Composite, 1980: 152 ~ 168
- 2 Sandra P W. Thermo-effects on compressive behavior M7/PET15 Laminates In: 4th international conference on composite materials, 2003: 14 ~ 18
- 3 Bhaskar K, Varadhan T K, Jacob C. Free edge stresses in symmetric cross-ply plates undergoing flexure due to transverse loading Journal of Aeronautical Society of India, 1999; 51 (3): 163
- 4 Paolo Lonetti, Raffaele Zinno, Fabrizio Greco. Interlaminar damage model for polymer matrix composite. Journal of Composite Materials, 2003; (16): 1 485 ~ 1 496
- 5 Sicot O, Gong X L, Lu J. Determination of residual stress in composite laminates using the incremental hole-drilling method Journal of composite materials, 2003; 9: 831 - 838
- 6 Felix Abali, Adrain Pora, Kunigal Shivakumar. Modified short beam shear test for measurement of interlaminar shear strength of composites Journal of Composite Materials, 2003; (5): 453 ~ 463

(编辑 任涛)