

铺层复合材料风扇叶片榫头层间应力分析

康永强¹, 陈 勇^{1,2}

(1. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240;
2. 上海交通大学 燃气轮机与民用航空发动机教育部工程研究中心, 上海 200240)

摘 要: 采用有限元方法对复合材料风扇叶片榫头在拉伸及拉弯耦合工况下的层间应力特点进行研究。根据榫头结构特点,完成了榫头的铺层设计;基于 FiberSIM-ACP 软件平台,建立了复合材料风扇叶片榫头有限元分析流程,确定了一种满足层间应力分析精度要求的榫头有限元模型,通过与试验结果对比,证实了该有限元模型的有效性。计算结果表明:拉伸工况下层间正应力 S_{33} 的高应力区位于叶身开始向叶根过渡的变厚度位置,该位置处靠近压力面的 14 层铺层承受拉伸应力;切应力 S_{13} 及 S_{23} 的高应力区在同一区域,切应力大小与铺层角度息息相关, 0° 铺层承受较大的切应力 S_{13} , $\pm 45^\circ$ 铺层同时承受较大的切应力 S_{13} 和 S_{23} 。增加弯曲载荷后 S_{33} 的高应力区向榫头上端延伸,承受拉应力的铺层数量增加;切应力的高应力区靠近榫头承力面,高应力区铺层数量增加。

关 键 词: 复合材料; 风扇叶片; 榫头; 铺层设计; 有限元模型; 层间应力
中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

Inter-laminar stress analysis of laminated composite fan blade dovetail

KANG Yongqiang¹, CHEN Yong^{1,2}

(1. School of Mechanical and Power Engineering,
Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
2. Engineering Research Center of Gas Turbine and Civil Aero Engine,
Ministry of Education, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China)

Abstract: The finite element simulation technique was used to study the inter-laminar stress characteristics of dovetail under tensile and tension and bending coupling conditions. Based on the FiberSIM-ACP interaction module, the finite element modeling and inter-laminar stress analysis process of the fan blade dovetail were established. A finite element model of the fan blade dovetail satisfying the requirements of inter-laminar stress analysis accuracy was determined. The effectiveness of the finite element model was verified by comparison with the experimental results. Results showed that the high stress area of S_{33} under the tensile condition was located at the variable thickness position of the dovetail, 14 layers near the pressure surface were subjected to tensile stress; the high stress zones of S_{13} and S_{23} were in the same region, the shear stress was closely related to the ply angle, the 0° ply was subjec-

收稿日期: 2019-10-04
作者简介: 康永强(1994—),男,硕士生,研究方向为航空发动机复合材料风扇叶片的铺层设计及分析验证。
通信作者: 陈勇(1975—),男,讲师,博士,主要从事航空发动机结构、强度、振动、寿命,复合材料风扇叶片设计、分析及验证,航空发动机结冰过程的断裂力学问题的研究。E-mail: yongchen@sjtu.edu.cn

引用格式: 康永强,陈勇. 铺层复合材料风扇叶片榫头层间应力分析[J]. 航空动力学报, 2020, 35(2): 388-396.
KANG Yongqiang, CHEN Yong. Inter-laminar stress analysis of laminated composite fan blade dovetail[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 388-396.

ted to a large shear stress S_{13} , the $\pm 45^\circ$ ply was simultaneously subjected to large shear stresses S_{13} and S_{23} . The high stress area of the S_{33} between the layers was extended to the upper end of the dovetail after adding the bending load, and the number of layers subjected to tensile stress increased; the high stress area of the shear stress was close to the bearing surface of the dovetail, and the number of layers in the high stress area also increased.

Key words: composite material; fan blade; dovetail; laminate design; finite element model; inter-laminar stress

复合材料因其低密度、高比强度、高比刚度、抗疲劳性能和抗振动性好、结构的可设计性强和良好的工艺性等优点,在航空航天领域发挥着不可替代的作用。复合材料风扇叶片已成为大涵道比涡扇发动机风扇叶片技术的发展方向^[1-2]。风扇叶片作为发动机最前端的部件,工作中会受到高速旋转产生的离心载荷,不稳定的气流激励,还可能受到鸟撞、冰雹和其他吸入物的撞击。榫头是风扇叶片承受离心载荷最大的部位,而宽弦风扇叶片的最大离心应力位于前缘靠近叶根,其 1 阶弯曲模态的最大振动往往靠近此处。铺层复合材料风扇叶片的榫头较厚,设计中需要大量的递减铺层^[3]来完成由叶根向叶身的变厚度过渡。相邻铺层的形状及角度存在差异,铺层形状差异会在铺层递减处形成断层,成型过程中断层处易形成树脂的堆积,造成局部应力集中。相邻铺层角度的不同导致各铺层之间的泊松比和拉剪耦合系数不匹配,不同铺层的变形不同,必然在铺层之间产生层间应力^[4-5]。层间应力包括层间正应力(S_{33})和层间切应力(S_{13} 、 S_{23})。由于铺层复合材料结构件层间强度较低,层间分离是铺层复合材料结构最主要的损伤失效形式,研究层间应力的分布规律对提高复合材料风扇叶片榫头强度至关重要。

目前,关于复合材料风扇叶片铺层设计、有限元建模及层间应力分析的文献较少,关于铺层设计的研究大多集中在变厚度层合板结构,文献[6-10]中总结了变厚度结构件铺层设计准则,研究了递减铺层铺放规律,优化结构件铺层顺序。在复合材料风扇叶片铺层设计方面,朱启晨等^[11]提出了一种适用于叶身段铺层设计的方法。与榫头相比,叶身厚度较薄,该铺层方法不适用于榫头的铺层设计。

在复合材料风扇叶片有限元建模方面,Xiao 等^[12]建立了风扇叶片叶身段的壳单元模型及体单元模型,采用壳单元和体单元模型计算叶片模态固有频率,计算结果相近,壳单元满足叶片模态

固有频率的计算要求。Siddens 等^[13]建立了壳单元复合材料风扇叶片有限元模型来模拟鸟撞分析,有限元模型中仅考虑了面内的失效模式,未考虑层间失效。胡殿印等^[14]建立了复合材料风扇叶片模型中仅有 20 层铺层,不适用于宽弦风扇叶片的模型。

针对复合材料层间应力的研究多集中在层合板。Pagano 等^[15]研究了铺层顺序和铺层方式对层间应力分布的影响,认为特定角度铺层的铺放顺序会对层间应力的大小甚至正负产生影响。Hoa 等^[16]采用三维有限元模型分析了变厚度层合板层间应力在厚度方向上的变化,得出层间正应力和层间切应力是单向层合板产生初始分层的主要原因。Hallett 等^[17]建立有限元模型来预测模拟榫头在拉伸条件下分层发生的位置,并在试验中通过高速摄影仪捕捉分层发生的过程。

层间应力测试较为困难,对层间应力的研究多依赖于有限元分析。本文采用有限元方法对复合材料风扇叶片榫头层间应力进行研究。首先根据榫头结构特点,完成榫头的变厚度铺层设计;之后基于 FiberSIM-ACP (ANSYS Composite Prep/Post) 软件平台建立榫头有限元模型;最后分析了榫头在拉伸及拉弯耦合工况下的层间应力分布特点。

1 榫头铺层设计

铺层复合材料结构件的性能与铺层角度、铺层顺序有关,合理设计铺层角度和顺序可优化结构件性能。航空领域最常用的铺设计角为 0° 、 $\pm 45^\circ$ 和 90° ,铺层角度的选择决定了不同角度层的铺层数量以及铺层顺序^[18]。对于变厚度结构件,利用递减铺层实现变厚度过渡。本文基于航空领域常用的铺层设计准则及变厚度铺层设计准则^[19-22],完成了复合材料风扇叶片榫头的铺层设计。

榫头试样件如图 1 所示,榫头试样件上端厚度为 30 mm,底端厚度为 64 mm,试样件高度为

260 mm,宽度为 260 mm,榫头承力面的倾斜角为 60° 。利用铺层设计软件 FiberSIM 的 Volume Fill 模块完成榫头的体积填充铺层设计,为保证对称性,由中面向压力面填充(如图 1 所示),另一侧对称铺放。所选预浸料单层固化厚度为 0.186 mm,得到一半的铺层数为 173 层,铺层高度变化如图 2 所示。

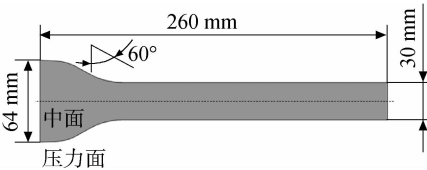


图 1 榫头试样件模型
Fig. 1 Model of dovetail coupon

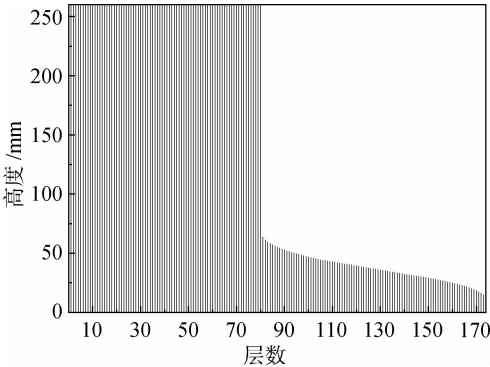


图 2 铺层高度
Fig. 2 Height of the ply

根据铺层高度将图 2 中第 1~80 层完整铺层定义为结构层,第 81~173 层定义为递减铺层。根据铺层设计准则确定了单组插入层的结构如图 3 所示。单组插入层包含 5 层铺层;铺层角度由上至下分别为 $[0^\circ/45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]$;插入层内部铺层顺序为 3、5、7、6、4(高度递减顺序为 3、4、5、6、7);单组插入层形成的坡度 θ 不大于 7° 。为保证插入层的数量是 5 的倍数,选择第 89~173 层为插入层,组成 17 组插入层,将第 81~88 层递减铺层放入结构层进行调整。

相邻两组插入层之间错开一定距离时,两组插入层之间相互独立,邻组插入层之间不再相互

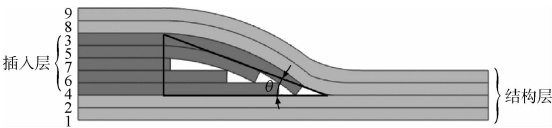


图 3 单组插入层铺层结构
Fig. 3 Structure of single insertion ply

影响^[8]。根据铺层准则^[19],邻组插入层之间的错开距离 d (图 4 中插入层 1 与插入层 2 之间的高度差)不小于 6 mm。

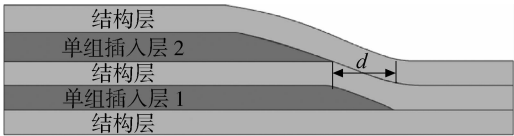


图 4 榫头递减铺层结构
Fig. 4 Declining ply structure of dovetail

结构层的设计参考文献[11]中提到的方法,四层铺层为一组,铺层角度为 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ]$,自压力面至中面依次循环铺放。每隔 5 层结构层铺放一组插入层,但是完整铺层的数量少于递减铺层,所以需要将部分递减层放入结构层中。

如图 5 所示,插入层(红色部分)均匀分布在结构层(黑色部分)中,插入层在满足铺层设计准则的情况下能够很好地完成榫头的变厚度过渡。

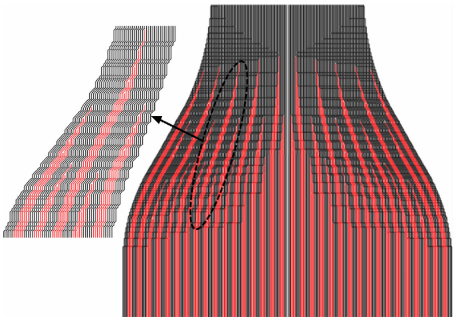


图 5 榫头段铺层分布
Fig. 5 Ply distribution of dovetail

2 榫头有限元建模流程

在层合板复合材料结构应力分析中,基于 1 阶剪切变形理论,使用壳单元模型能够精确的预测层合板面内应力^[23]。在模态分析中使用壳单元模型计算的风扇叶片固有频率与体单元模型计算结果相近^[12],说明壳单元模型满足风扇叶片模态固有频率的计算要求。在变厚度结构件、弯曲结构件中,层间应力对结构强度影响显著。层间应力对复合材料结构件的刚度影响不大,但由于铺层复合材料结构件的层间强度一般比较低,易在层合板的局部区域出现分层失效,破坏层合板的结构完整性^[24]。复合材料风扇叶片榫头铺层数量达到数百层,壳单元难以满足榫头强度分析要求,宜采用体单元进行层间应力计算。

铺层数量多且插入层与结构层相互交错,为保证有限元模型的模拟精度,应将所有的铺层信息反映在模型中。本文基于 FiberSIM、ANSYS、ACP(ANSYS Composite Prep/Post)等分析软件,建立了如图 6 所示的榫头有限元(FEM)建模及仿真分析流程。

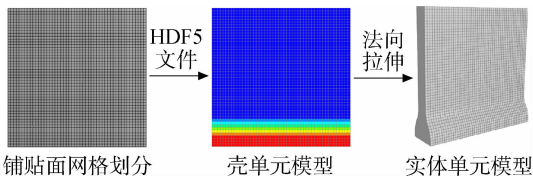


图 7 榫头有限元模型
Fig. 7 FEM of dovetail

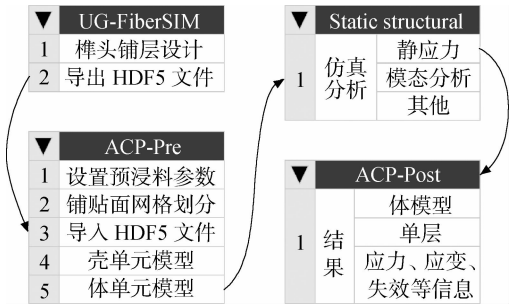


图 6 榫头有限元建模及应力分析流程
Fig. 6 FEM modeling and stress analysis process
of dovetail

第 1 步 在 FiberSIM 中完成榫头的铺层设计,将铺层信息导出至 HDF5 文件中,HDF5 文件中包含了铺层的大小、铺层角度、铺层顺序等信息。

第 2 步 在 ACP-Pre 模块导入榫头的铺贴面,本设计中铺贴面是模型的中面,对铺贴面进行网格划分,生成壳单元网格;之后将 HDF5 文件导入,铺层信息映射在铺贴面壳单元网格上;沿各个壳单元法向拉伸得到榫头的体单元模型。

第 3 步 将榫头模型导入 ANSYS 模块,进行静应力分析。

第 4 步 将静力分析结果传递至 ACP-Post 模块进行后处理。后处理模块可以查看不同工况下榫头的变形、应力、应变和失效云图,观察各层的应力、应变结果,同时可提取各层之间的层间应力。

3 榫头有限元模型验证

根据上述有限元(FEM)建模流程,建立了如图 7 所示的榫头体单元模型。壳单元的大小为 5 mm×5 mm,体单元厚度方向上有一层铺层,经网格无关性验证,该有限元模型满足榫头进行层间应力分析的要求。

通过榫头拉伸试验来验证有限元模型的合理性。根据文中第 1 节的铺层设计方案,采用热压罐成型工艺进行榫头试样件的制作,图 8 所示为热压罐成型的风扇叶片榫头。利用三坐标测量技术对其进行厚度偏差检测,与理论模

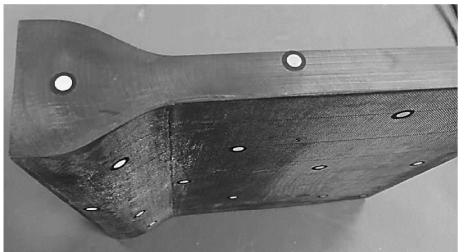


图 8 热压罐成型榫头
Fig. 8 Dovetail molded in the autodave

型相比,榫头厚度偏差在±0.7 mm 以内,成型质量良好。

为方便进行拉伸试验,对热压成型榫头进行取样,搭建了如图 9 所示的拉伸试验平台。

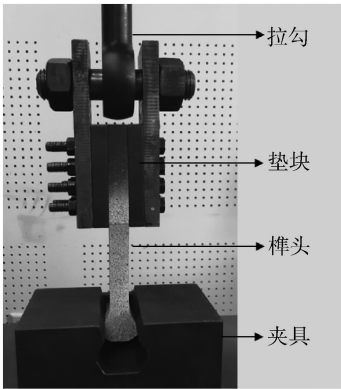


图 9 榫头拉伸试验
Fig. 9 Tensile experiment of dovetail

试验中发现当拉伸载荷达到 F_t 时,榫头的 1、2 位置处(如图 10 所示)开始有裂纹出现,当继续增大载荷时裂纹开始向榫头上部扩展,层间分离趋势逐渐增大。

层间正应力(S_{33})是铺层发生层间分离最主要的因素,对榫头有限元模型施加与拉伸试验中开始发生分层相当的载荷 F_t 。图 11 所示为榫头端面层间正应力的分布,对比发现图 11 中层间正应力的高应力区 3、4 与图 10 中榫头开始发生层间分离的位置 1、2 非常吻合。证实了采用有限元模型预测榫头层间分离位置的有效性。

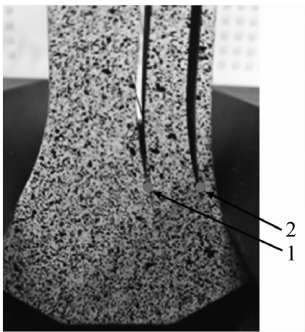


图 10 榫头失效模式
Fig. 10 Dovetail failure mode

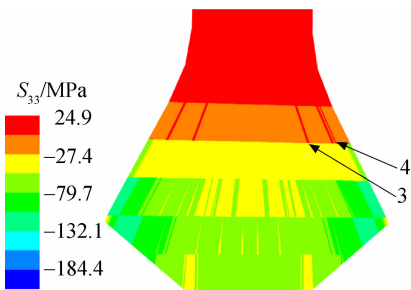


图 11 榫头端面层间正应力 S_{33}
Fig. 11 Inter-laminar normal stress S_{33} of the dovetail end face

4 榫头层间应力分析算例

分析榫头在拉伸及拉弯耦合工况下的层间应力,如图 12 所示为榫头和夹具的有限元模型,单元节点参数如表 1 所示。

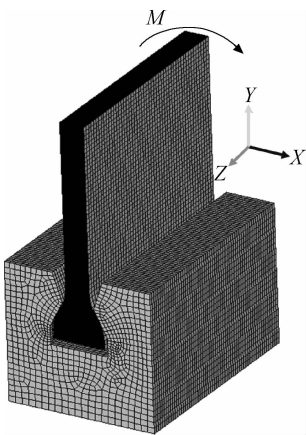


图 12 榫头及夹具有限元模型
Fig. 12 FEM of dovetail and fixture

榫头采用的预浸料参数如下,表 2 和表 3 分别为碳纤维及树脂参数。

榫头高度方向为 Y 方向,厚度方向为 X 方向,宽度方向为 Z 方向。在夹具与榫头承力面之

表 1 榫头及夹具有限元模型参数

Table 1 Parameters of FEM of dovetail and fixture			
模型名称	实体单元个数	节点个数	单元类型
榫头	478 200	489 090	Solid 185
夹具	31 000	183 832	Solid 185

表 2 碳纤维参数

Table 2 Parameters of carbon fiber	
参数	数值
密度/(kg/m ³)	1 490
X 方向拉伸强度/MPa	2 231
Y、Z 方向拉伸强度/MPa	29
X 方向压缩强度/MPa	-1 082
Y、Z 方向压缩强度/MPa	-100
XY、XZ 方向剪切强度/MPa	60
YZ 方向剪切强度/MPa	32

表 3 树脂参数

Table 3 Parameters of resin	
参数	树脂
密度/(kg/m ³)	1 160
弹性模量/MPa	3 780
切变模量/MPa	1 400
泊松比	0. 35

间建立摩擦接触,对夹具底部施加固定约束,榫头 Z 方向施加零位移约束。工况 1 在榫头上端面 Y 方向施加拉伸载荷来模拟榫头受到的离心力,载荷应力水平为 38 MPa,与叶片颈部所受离心力水平相当。工况 2 在工况 1 的基础上在榫头上端面施加大小为 3.5 kN · m 的弯矩 M,模拟叶片受到的气动载荷,榫头底部与夹具之间建立摩擦单元。

4.1 榫头端面层间应力

两种工况下体单元模型榫头端面的层间应力分布如图 13 所示。图 13(a)、图 13(b)分别表示工况 1 和工况 2 层间应力的结果。

S_{33} 为拉应力时会造成层间分离的倾向,应关注 S_{33} 为正且应力值较大的区域。工况 1 中 S_{33} 的高应力区在过渡段 B 区域,根据 Hallett 等^[17] 的试验结果,榫头在拉伸载荷下发生层间分离的位置与工况 1 中 S_{33} 的高应力区相近。增加弯曲载荷后,高应力区向榫头上端面方向移动,层间分离

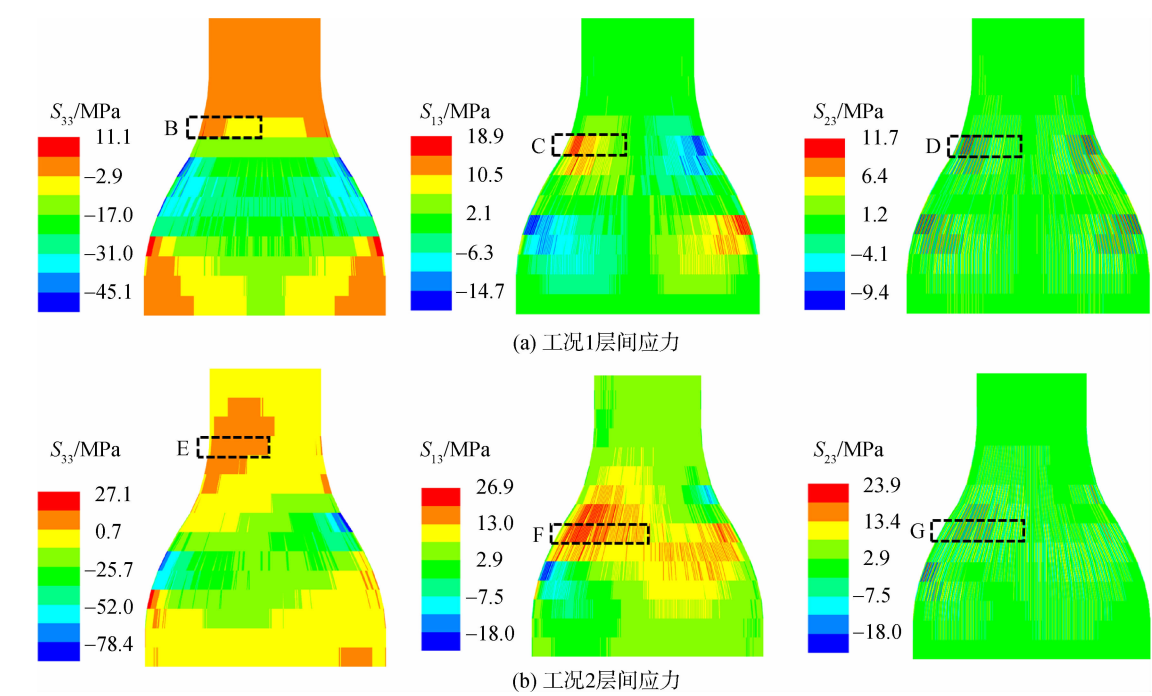


图 13 两种工况下层间应力在榫头端面的分布

Fig. 13 Distribution of inter-laminar stress at the end face of the dovetail under two working conditions

的趋势由 B 区域向 E 区域延伸。

拉伸工况下层间切应力 S_{13} 和 S_{23} (其中下标 1 为纤维方向, 2 为面内垂直于纤维方向, 3 为铺层层间方向) 的高应力区域 C、D 位置相近。增加弯曲载荷后, S_{13} 的高应力区域向榫头底部方向及厚度方向扩大 (C→F); S_{23} 的高应力区也向榫头底部移动 (D→G); S_{13} 和 S_{23} 的高应力区靠近榫头承力面, 受榫头与夹具之间的接触影响较大。

4.2 层间应力沿厚度方向变化规律-工况 1

为进一步探究层间应力的变化规律, 选择工况 1 中层间应力较大的区域, 研究图 13(a) 中 B 区域 S_{33} 、图 13(a) 中 C 区域 S_{13} 及图 13(a) 中 D 区域 S_{23} 沿着榫头压力面至中面的变化。

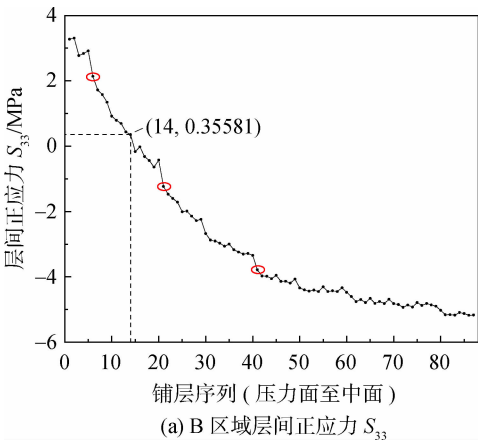
如图 14(a) 所示为 S_{33} 的变化趋势, 靠近压力面的 14 层铺层所受层间正应力为拉应力, 第 15~94 层铺层层间正应力挤压应力。红色圈标记的点为递减铺层, 可以看出递减铺层的存在使相邻铺层之间的层间正应力差增大。图 14(b)、图 14(c) 所示为 S_{13} 、 S_{23} 沿压力至中面的分布, 榫头高度 (Y) 方向为纤维 0° 方向, 图中绿点表示 0° 的铺层, 红点表示 -45° 铺层, 蓝点表示 45° 铺层。在相邻区域, 0° 铺层所受层间切应力 S_{13} 大于 $\pm 45^\circ$ 铺层, $\pm 45^\circ$ 铺层所受层间切应力大小相近, 3 种角度的铺层层间切应力自压力面至中面的变化趋势一致。图 14(b) 中红色圈标记的点为 S_{13} 应力值

较大的 0° 铺层, 铺层所在位置靠近榫头承力面, 是容易发生层间失效的区域。

S_{23} 的大小与铺层角度息息相关, 45° 铺层与 -45° 铺层所受层间切应力 S_{23} 大小自压力面至中面的变化趋势一致, 应力值大小相近, 0° 铺层所受切应力很小。图 14(c) 中红色圈标记的点为应力值较大的 $\pm 45^\circ$ 铺层, 该区域较 S_{13} 的高应力区域更靠近榫头承力面。发现第 10~14 层铺层中 $\pm 45^\circ$ 铺层既承受较大的 S_{13} , 同时也承受较大的 S_{23} , 所以该区域是可能发生层间失效的位置。

4.3 层间应力沿厚度方向变化规律-工况 2

增加弯曲载荷后, 榫头端面的高应力区范围扩大, 选择工况 2 中层间应力较大的区域, 研究图 13(b) 中 E 区域 S_{33} 、图 13(b) 中 F 区域 S_{13} 及图



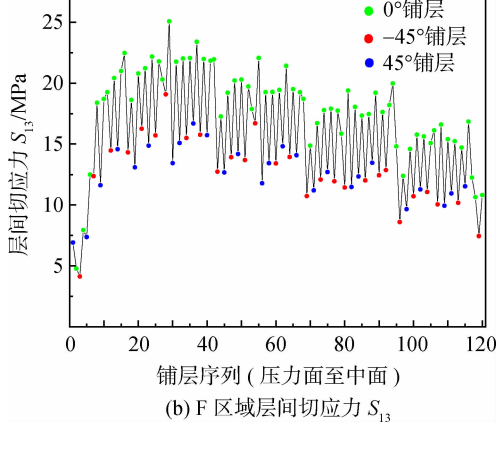
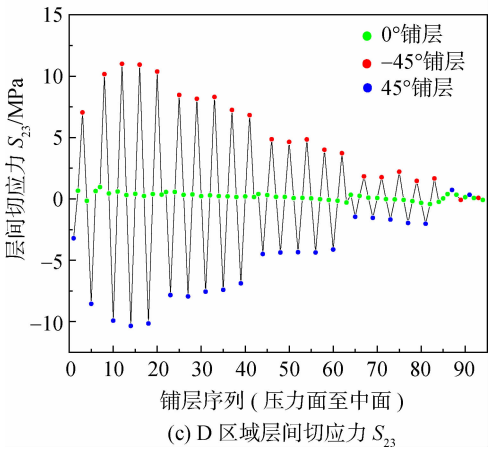
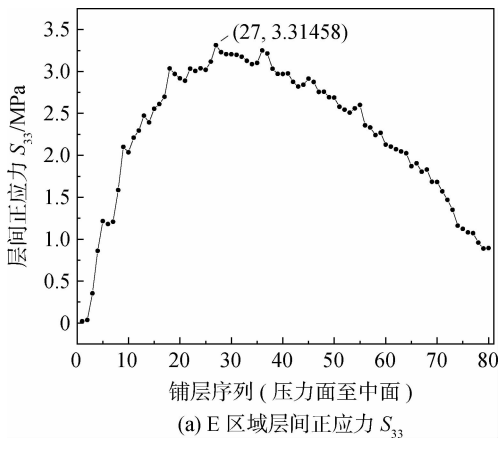
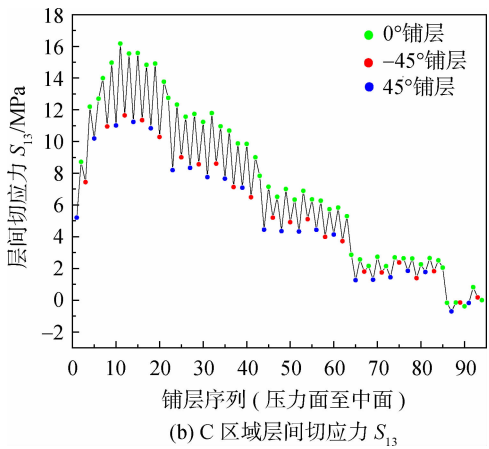


图 14 工况 1 榫头厚度方向上的层间应力
Fig. 14 Inter-laminar stress in the thickness direction of the dovetail in working condition 1

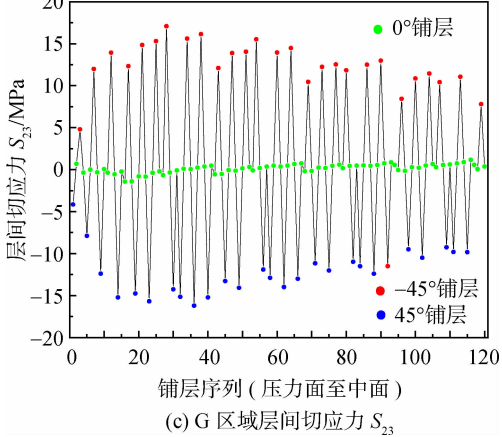


图 15 工况 2 榫头厚度方向上的层间应力
Fig. 15 Inter-laminar stress in the thickness direction of the dovetail in working condition 2

13(b)中 G 区域 S_{23} 自压力面至中面的变化。

图 15(a) S_{33} 的结果, E 区域沿压力面至中面的铺层均承受拉应力, S_{33} 先增大后减小, S_{33} 的变化能够反映层间分离趋势的变化, 在第 27 层附近层间分离趋势达到最大。与工况 1 相比, 增加弯矩后层间分离趋势最大的位置向中面移动, 失效区域增加。

S_{13} 、 S_{23} 的变化趋势如图 15(b)、图 15(c) 所示。切应力大小与铺层角度相关, 尽管 0° 铺层承受较大的 S_{13} , 但是 0° 铺层所受 S_{23} 基本为零; 但是 $\pm 45^\circ$ 铺层承受较大的 S_{23} 和 S_{13} , 所以在 F、G 区域, $\pm 45^\circ$ 铺层发生失效的可能性更大。与工况 1 相比, 增加弯矩后, S_{13} 、 S_{23} 的高应力区域变大, 可能发生层间失效的区域增大。

综合以上分析, 载荷对层间应力高应力区的分布影响较大。在拉伸工况下, 层间正应力的高应力区出现在榫头曲率较大的变厚度过渡位置, 在榫头上端面增加弯曲载荷后, 层间正应力的危险区开始向榫头上部方向移动, 危险区域变大, 层

间分离趋势增加。

层间切应力的大小与铺层角度密切相关, 对于承受较大层间正应力及切应力 S_{23} 的 $\pm 45^\circ$ 铺层, 可将其角度改为 0° 铺层。层间切应力的高应力区受夹具与榫头之间的接触影响很大, 文献[18]中指出榫头段设计垫层有助于减轻靠近压力面铺层承受的层间切应力, 后续的研究中将考虑榫头承力面设计垫层后对层间应

力的影响。

5 结 论

本文基于铺层设计准则,完成了复合材料风扇叶片榫头段的铺层设计,建立了榫头有限元模型,进行了榫头拉伸工况及拉弯耦合工况下的层间应力分析。

1) 基于 FiberSIM、ACP(ANSYS Composite Prep/Post)交互模块,提出了一种适用于风扇叶片榫头有限元建模及层间应力分析的流程。

2) 建立了风扇叶片榫头的有限元模型。采用热压罐成型工艺制造了榫头并进行拉伸试验,榫头开始发生层间分离的位置与有限元模拟中高应力区吻合,证实了该有限元模型预测层间分离位置的有效性。为进一步采用有限元模型优化铺层设计方案奠定了基础。

3) 对榫头进行拉伸及拉弯耦合工况下的层间应力分析。首先根据体模型中的应力分布确定榫头高应力区,之后分析了高应力区域榫头厚度方向上的层间应力分布特点。发现递减铺层影响相邻铺层之间的层间正应力差,应尽量减少在层间分离趋势较大的位置铺设递减铺层;对同时受到较大层间正应力及层间切应力的铺层,可适当更改其铺层角度及铺层顺序。

本文的研究中只关注了结构层及插入层铺层设计,对于在榫头承力面添加垫层设计对层间应力的影响需要进一步探究。

参考文献:

[1] 廖焕文. 复材叶片在民用航空发动机中的应用和发展[J]. 科技创新与应用, 2016(21):122-122.
LIAO Huanwen. Application and development of composite blade in civil aviation engine[J]. Science and Technology Innovation and Application, 2016 (21): 122-122. (in Chinese)

[2] 安国锋,吕胜利,赵庆兰,等. 无人机全复合材料机翼的结构有限元分析[J]. 强度与环境, 2009, 36(6): 40-44.
AN Guofeng, LÜ Shengli, ZHAO Qinglan, et al. Finite element analysis of the structure of UAV full composite wing [J]. Strength and Environment, 2009, 36 (6): 40-44. (in Chinese)

[3] 李杰. 后掠大流量宽弦复合材料风扇叶片技术综述[J]. 航空制造技术, 2009(17): 49-51.
LI Jie. Overview of blade technology for swept large-flow wide-string composite material[J]. Aerospace Manufacturing Technology, 2009(17): 49-51. (in Chinese)

[4] 张少实,庄茁. 复合材料与粘弹性力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2011.

[5] 薛克兴. 复合材料结构的损伤与修补[M]. 航空工业出版社, 1992.

[6] MUKHERJEE A, VARUGHESE B. Design guidelines for ply drop-off in laminated composite structures[J]. Composites, Part B, 2001, 32(2): 153-164.

[7] 王振世. 变厚度复合材料层合板铺层递减设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
WANG Zhenshi. Declining design of laminates with variable thickness composites[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[8] 任飞翔,陈普会. 飞机复合材料结构过渡区减层设计[J]. 航空科学技术, 2014, 25(5): 19-22.
REN Feixiang, CHEN Puhui. Design of layer reduction in transition zone of aircraft composite structure[J]. Aviation Science and Technology, 2014, 25(5): 19-22. (in Chinese)

[9] IRISARRI F X, LASSEIGNE A, LEROY F H, et al. Optimal design of laminated composite structures with ply drops using stacking sequence tables[J]. Composite Structures, 2013, 107: 559-569.

[10] FAN H T, WANG H, CHEN X H. An optimization method for composite structures with ply-drops[J]. Composite Structures, 2016, 136: 650-661.

[11] 朱启晨,陈勇,肖贾光毅,等. 复合材料风扇叶片铺层设计方法研究[J]. 航空发动机, 2018, 44(3): 49-54.
ZHU Qichen, CHEN Yong, XIAO Jianguangyi, et al. Research on design method of composite fan blade layup[J]. Aeroengine, 2018, 44(3): 49-54. (in Chinese)

[12] XIAO J, CHEN Y, ZHU Q, et al. A general ply design for aero engine composite fan blade [R]. Charlotte, North Carolina, USA: ASME Turbo Expo, 2017.

[13] SIDDENS A, BAYANDOR J. Multidisciplinary impact damage prognosis methodology for hybrid structural propulsion systems[J]. Computers and Structures, 2013, 122 (2): 178-191.

[14] 胡殿印,彭苗娇,王荣桥,等. 树脂基复合材料风扇叶片的优化设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1630-1637.
HU Dianyin, PENG Miaojiao, WANG Rongqiao, et al. Optimal design of resin-based composite fan blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1630-1637. (in Chinese)

[15] PAGANO N J, PIPES R B. The influence of stacking sequence on laminate strength[J]. Journal of Composite Materials, 1971, 5(1): 50-57.

[16] HOA S V, DAOUST J, DU B L, et al. Inter-laminar stresses in tapered laminates[J]. Polymer Composites, 1988, 9 (5): 337-344.

[17] HALLETT S, LANDER J, JONES M, et al. Testing and modelling of a severely tapered composite specimen[R]. Lausanne, Switzerland: the 5th International Conference on Composites Testing for Model Identification, 2011.

[18] EVANS C R, FUHRMAN B J, JONES J D, et al. Foreign object damage resistant composite blade and manufacture: US5375978[P]. 1994-12-27.

[19] BAILIE J A, LEY R P, PASRICHA A. A summary and review of composite laminate design guidelines[R]. NASA NAS1-19347, 1997.

[20] 张洁. 复合材料铺层设计准则的一些理解[J]. 科技创新导报, 2013(14): 57-58.
ZHANG Jie. Some understandings of design guidelines for composite laminated layers[J]. Science and Technology Innovation Review, 2013(14): 57-58. (in Chinese)

[21] 卢秉贺, 李萍. 基于 Hypersizer 的复合材料结构铺层设计和铺层过渡设计[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(22): 5482-5485.

LU Binghe, LI Ping. Composite structure pavement design and laminate transition design based on Hypersizer[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(22): 5482-5485. (in Chinese)

[22] GIBSON R F. Principles of composite material mechanics [M]. Chemical Rubber Company Press, 2016.

[23] ANSYS Incorporation. ANSYS version 19. 2 documentation [R]. Pittsburgh, PA, USA: ANSYS Incorporation, 2015.

[24] 陈烈民, 杨宝宁. 复合材料的力学分析[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2006.

(编辑: 王碧琚)