

航空发动机复合材料叶片曲面可铺性研究*

Study on Placeability of Composite Blade Surface of Aeroengine

南京航空航天大学材料科学与技术学院 宋超 李勇 还大军 肖军

[摘要] 根据转子叶片的曲面特性和服役环境,开展了复合材料叶片曲面可铺性分析研究,提出了一种基于预浸料纤维变形及纤维铺放方向双约束的复杂曲面复合材料构件可铺性分析方法,该方法既满足了复合材料构件曲面铺放工艺性要求,同时又满足构件结构承载要求。基于 CATIA Automation 技术在 Visual Basic 6.0 平台上开发了相应软件模块,利用叶片模型仿真验证了该算法。

关键词: 复合材料 转子叶片 可铺性分析 纤维变形 铺放方向

[ABSTRACT] According to the provided geometric model and service environment of the blade, the paper promotes the study about placeability technology on complex surface of the composite blade model and raises an analytical method about complex surface of composite component based on fiber deformation constraints and ply-orientation constraints. The method can not only satisfy the placeability character but also guarantee the mechanical properties. The algorithm is programmed through Visual Basic 6.0 compile software module by using automation technology based on CATIA and simulation verification is done by using the blade model.

Keywords: Composite material Rotor blade Placeability analysis Fiber deflection Ply-orientation

DOI:10.16080/j.issn1671-833x.2015.S2.063

复合材料叶片具有质量轻、抗颤振性能好、可设计性强等优点。采用复合材料叶片可以明显减轻叶片本身质量,进而减轻包容系统、叶盘及其传动系统质量,与传统的金属钛合金叶片比较,复合材料叶片可使发动机叶片数量减少 50%,质量减轻 60% 以上^[1-4]。

复合材料叶片成形方法主要有预浸料铺放和 3D 编织 RTM。预浸料铺放成形能够很好地控制纤维方向和

纤维的准直度,叶片承载时具有较高的损伤容限,且易于实现自动化,如美国 GE 公司 GE90、GEnx 发动机均采用预浸料成形复合材料叶片。3D 编织 RTM 则能够较好地克服复合材料层间剪切强度低的弱点,但强度低于预浸料成型法,且对复合材料结构设计、纤维三维编织、树脂增韧定型技术均有很高要求。如法国 CFM 公司 LEAP-XIC 发动机即采用 RTM 技术。国内航空发动机复合材料叶片研究仍处于起步阶段,中航工业复合材料中心开展了 RTM 成形复合材料叶片技术的研究,南京航空航天大学则探索预浸料铺放方法以提高叶片强度。

预浸料可变形能力有限,在铺放复杂曲面时,易产生撕裂、褶皱现象。而发动机叶片面型复杂,所以必须开展复杂曲面可铺性分析研究^[5]。Gan^[6]提出根据曲面上测地线展开后为直线且长度保持不变的原则划分不可展曲面的方法;Azariadis 等^[7]给出了基于约束全局优化保持测地曲率的曲面划分方法;文立伟等^[8]通过设定测地曲率阈值,研究铺放复杂曲面时铺放工艺性问题。复合材料构件力学性能与纤维方向密切相关,上述方法仅从铺放工艺性角度对曲面进行可铺性分析,未考虑结构承载要求。本文从铺放工艺要求和构件结构要求两个角度开展曲面可铺性研究。

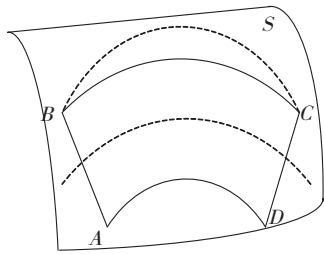
1 复杂曲面可铺性分析研究

1.1 铺放工艺性分析

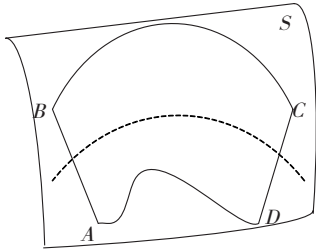
1.1.1 预浸料失效模式

预浸料中纤维弹性模量较高,铺放过程中变形能力有限,无法沿任意路径铺放。若设计纤维方向的非测地线特征可能导致纤维偏离设计轨迹方向。为研究方便,选取图 1 所示的自由曲面 S 中微元 $ABCD$ 进行研究,视微元 $ABCD$ 中纤维在 AD 段不发生变形, BC 段则会出现拉应力集中,如图 1(a)所示导致纤维偏离设计轨迹方向(设计轨迹为图 1(a)中段虚线),造成垂直于纤维方向的预浸料尺寸发生变化,使得预浸料在微元 $ABCD$ 中出现褶皱;预浸料中纤维无法承受,在受压时,宏观上会导致预浸料发生屈皱,视微元 $ABCD$ 中纤维在 BC 段不发生变形,如图 1(b)所示 AD 段纤维发生变形^[9-10]。

* 大型复合材料预制品铺放中纤维形态形成机制与精准调控原理(2014CB046501)、先进航空发动机技术研究计划(AT01-020203-2W1)。



(a) 纤维偏离模式



(b) 纤维屈曲模式

图1 预浸料失效模式

Fig.1 Prepreg failure mode

1.1.2 预浸料变形约束

针对前述预浸料失效模式,为满足铺放工艺性要求,展开基于预浸料变形约束的算法研究。

(1)如图2所示,任意曲面 S 上给定起始点 P_0 , P_0 点处的铺放方向为 \vec{v}_0 ,以点 P_0 、 \vec{v}_0 为方向,在曲面 S 上得出一条测地线 C 。取测地线 C 上点 P_1 ,使得 $\widehat{P_0P_1}=s$ (s 为纵向步长)。

(2)在点 P_0 处,由铺放方向 \vec{v}_0 和曲面在该点处法矢 \vec{n}_0 ,得出向量积 \vec{v}'_0 ,即

$$\vec{v}_0 \times \vec{n}_0 = \vec{v}'_0 \quad (1)$$

以点 P_0 、 \vec{v}'_0 为方向,在曲面 S 上得出另一条测地线 C_0 ,在 C_0 上取点 P'_0 ,使得 $\widehat{P_0P'_0}=l$ (l 为横向步长)。

(3)按步骤(2)中方法得出测地线 C_1 ,在 C_1 上取点 P'_1 使得 $\widehat{P_1P'_1}=l$,求得曲面 S 上曲线 $P_0P'_1$ 弧长为 s' ,即 $\widehat{P_0P'_1}=s'$ 。

满足预浸料变形约束要求,定义可铺放性判定准则1:

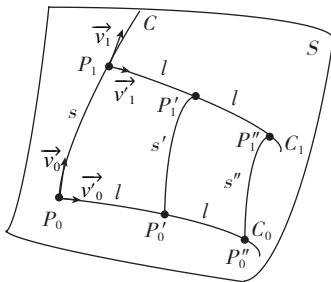


图2 预浸料变形约束示意图

Fig.2 Sketch map of prepreg deformation constrain

$$\frac{|s - s'|}{s} \leq \varepsilon \quad (2)$$

式中, ε 为预浸料容许变形值。 ε 值不仅取决于预浸料自身材料属性,还与铺放温度、铺放压力等诸多因素有关。若曲面 S 上微元 $P_0P_0'P_1'P_1$ 满足式(2),则认为微元 $P_0P_0'P_1'P_1$ 邻域内符合铺放工艺性要求。在测地线 C_0 上取点 P_0'' ,使得 $\widehat{P_0P_0''}=l$ (如图2所示),同样采用上述方法进行验证,直至 P_0'' 点处不满足式(2),则预浸料需在点 $P_0^{(n-1)}$ 处断开以满足铺放工艺性要求。

1.2 铺放方向偏转角分析

预浸料纤维铺放方向根据构件结构设计确定,若曲面构型复杂,纤维实际铺放方向与纤维设计铺放方向可能不重合,如果实际铺放方向与设计铺放方向偏转角过大,会对复合材料构件力学性能造成影响^[10-12]。

(1)如图3所示,任意曲面 S 上给定起始点 P_0 , P_0 点处的铺放方向为 \vec{v}_0 ,以点 P_0 、 \vec{v}_0 为方向,在曲面 S 上得出一条测地线。

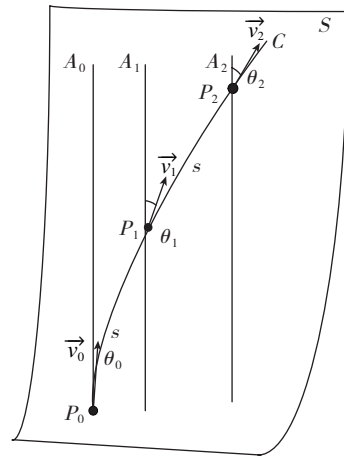


图3 铺放方向约束示意图

Fig.3 Sketch map of orientation constraint

(2) A_0 为点 P_0 处的结构设计方向基准线,设预设铺放角度即为起始点 P_0 处铺放方向 \vec{v}_0 与基准线 A_0 的夹角,为 θ_0 。在测地线 C 上取一点 P_1 ,使得 $\widehat{P_0P_1}=s$ 。设 A_1 为点 P_1 处的结构设计方向基准线,点 P_0 实际铺放方向 \vec{v}_1 与基准线 A_1 夹角为 θ_1 。

满足铺放方向约束要求,定义可铺放性判定准则2:

$$|\theta_1 - \theta_0| \leq \delta \quad (3)$$

式中, δ 为预浸料纤维方向容许偏转角度,取决于复合材料构件结构设计要求。若 P_0P_1 方向偏转角满足式(3),则认为纤维沿 P_0P_1 方向铺放满足复合材料构件结构要求。在测地线 C 上取点 P_2 ,使得 $\widehat{P_1P_2}=s$ 。同样采用上述方法进行验证,直至 P_n 点处不满足式(3),则预浸料

需在该点处断开以保证复合材料构件结构要求。

综上,曲面区域满足可铺放判定准则1和准则2时,认为该曲面区域符合铺放要求。

2 算法验证与分析

2.1 分区前叶片模型应力及变形

航空发动机叶片高速转动时主要承受离心载荷、气动载荷、热载荷、振动载荷等作用,受力情况复杂。由于复合材料振动的非线性特征和纤维/基体界面所致的高阻尼衰减率,可使叶片的振动大为降低。航空发动机外涵进气口温度为 $-40\sim-80^{\circ}\text{C}$,温差较小。所以本文忽略振动载荷、热载荷作用,只考虑离心载荷、气动载荷。

按叶片铺层顺序 $[\pm 45/0/\pm 45]_s$ 计算出叶根最大应力值 1220MPa 及叶尖最大变形值 7.6mm ,如图4所示。

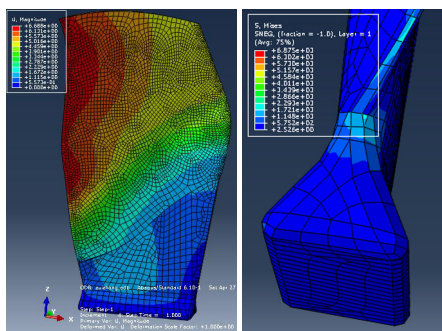


图4 叶片变形及应力云图

Fig.4 Deformation and stress nephogram of the blade

2.2 叶片模型曲面分区

本文基于CATIA平台,采用Automation技术通过Visual Basic 6.0开发软件模块实现复杂曲面可铺放性算法^[13-15]。采用该软件模块对叶片曲面模型进行区域划分,步长 s, l 均选定为 20mm 。根据1.2节中计算得出的铺层方向,当铺放角度 θ_0 为 0° 时,分别设定 $\vartheta=30^{\circ}$ 、 $\varepsilon=10\%$ 、 $\vartheta=15^{\circ}$ 、 $\varepsilon=5\%$;当铺放角度 θ_0 为 45° 时,分别设定 $\vartheta=30^{\circ}$ 、 $\varepsilon=10\%$ 、 $\vartheta=15^{\circ}$ 、 $\varepsilon=5\%$ 。叶片模型曲面分区图如图5所示(橙色线为区域边界线)。

2.3 叶片强度和刚度校核

叶片曲面模型分区处理完成之后,由于预浸料变形及铺放方向偏转,叶片应力、变形值会发生变化,需要对叶片强度、刚度进行校核,如图6所示,若校核结果不满足要求,则需要重新设计叶片铺层方向。

将按 $\vartheta=15^{\circ}$ 、 $\varepsilon=5\%$ 分区后的叶片模型重新导入Abaqus软件包中,按第1.2节所述方法和优化后的铺层方向重新计算应力、变形值,得到的应力变形云图如图7所示。计算出叶根最大应力值 1360MPa 及叶尖最大变形值 8.3mm ,此时相邻叶片不会发生干涉,且应力值仍在材料许用范围内,证明该叶片模型曲面分区结果

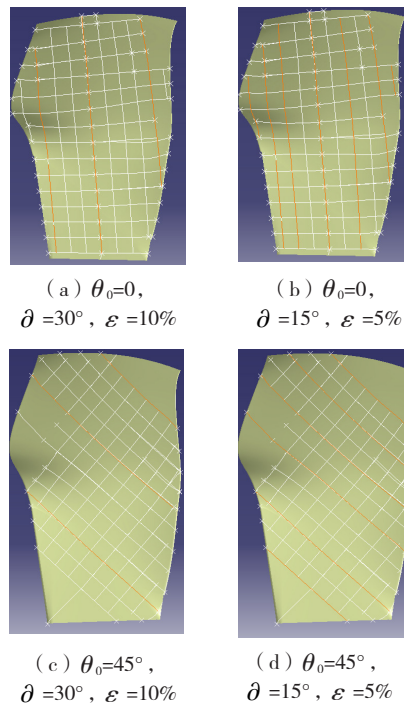


图5 叶片曲面区域划分

Fig.5 Surface partition of the blade

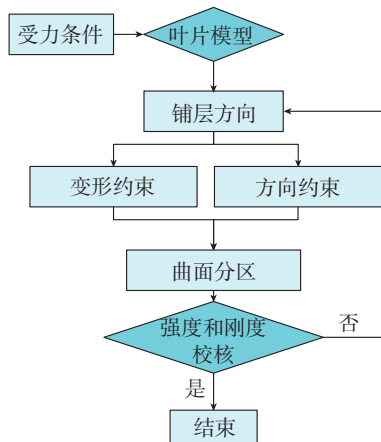


图6 叶片可铺性分析流程图

Fig.6 Flow diagram of blade about placeability analysis

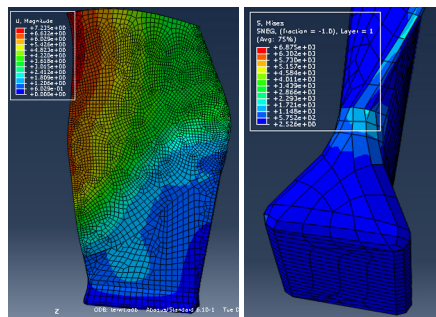


图7 分区后叶片变形及应力云图

Fig.7 Deformation and stress nephogram of the blade after surface partition

可行。

3 结论

(1) 本文针对复合材料构件复杂曲面的可铺性问题,在综合满足铺放工艺性和构件力学性能的要求下构建一种复杂曲面区域划分算法,通过设定预浸料纤维容许变形值 ε 及纤维容许偏转角度 θ ,实现复杂曲面的区域划分以满足复杂曲面可铺性要求。

(2) 利用 Visual Basic 6.0 基于 CATIA Automation 技术开发相应软件模块,使用叶片模型通过调节纤维容许变形值 ε 及纤维容许偏转角度 θ 对算法进行验证,并对分区后的叶片模型进行强度、刚度校核,校核结果证明该叶片模型曲面分区结果可行。

参考文献

- [1] 梁春华,杨锐.航空发动机宽弦空心风扇叶片的发展及应用.航空发动机,1999(2):54-58.
- [2] 李杰. GE 公司复合材料风扇叶片的发展和工艺.航空发动机,2008,34(4): 54-55.
- [3] 梁春华.高性能航空发动机先进风扇和压气机叶片综述.航空发动机,2006,32(3): 48-53.
- [4] LUYEKER E D, MORESTIN F, BOISSE P. Simulation of 3D interlock composite performing. Composite Structure, 2009, 88(88): 615-623.
- [5] 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.科学技术与工程,2011(22): 18-22.
- [6] GAN M C. Flattening developable parametric surfaces. Computer & Structures, 1996, 58(4): 703-708.
- [7] AZARIADIS P N, ASPRAGATHOS N A. Design of plane developments of doubly curved surfaces. Computer-Aided Design, 1997, 29(10): 675-685.
- [8] 文立伟,李俊斐,王显峰.基于结构设计的自调节铺放轨迹规划算法研究.航空学报,2013,34(7):1731-1739.
- [9] WALDHART C, GURDAL Z, RIBBENS C. Analysis of tow placed, parallel fiber, variable stiffness laminates//Proceedings of the 1996 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference. Salt Lake City: AIAA Press,1996: 2210-2220.
- [10] BERCHTOLD G, KLENNER J. The integrated design and manufacturing of composite structures for aircraft using an advanced tape laying technology. Bremen: DGLR- Jahrestagung, 1992.
- [11] HALE R D, MOON R, LIM K, et al. Integrated design and analysis tools for reduced weight, affordable fiber steered composites//Advances composite design. Lawrence, Kansas: University of Kansas, 2004.
- [12] PRATT W F, ROTZ C A, JENSEN C G. Improved damping and stiffness in composite structures using geometric fiber wave patterns//Proceedings of the ASME Noise Control and Acoustics Division, Advanced Materials for Vibroacoustic Applications. 2nd ed. New York: American Society for Mechanical Engineers, 1996: 37-43.
- [13] REUSCHEL D, MATTHECK C. Three-dimensional fiber optimization with computer aided internal optimization. Aeronautical Journal, 1999, 19(7): 415-420.

[14] 徐涛.不可解析的类回转体自动铺丝轨迹规划的研究[D].南京:南京航空航天大学,2011.

[15] HYER M W, LEE H H. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central holes. Composites Structures, 1991, 18(3): 239-261.

(责编 杰一 谷雨)

(上接第 62 页)

(4) 质量改进工具化:注重质量改进工具应用,如 6 σ 、QC,培育持续改进的质量文化。

3 工艺流程优化全过程管理的实施效果

3.1 工艺设计能力显著提高

梳理了工艺设计流程,创建了数控加工切削参数库,建立了工艺准备全过程框架,形成工艺设计技术规范,实现了工艺技术知识管理,比较系统地解决了工艺设计中存在的问题,工艺设计能力得到明显提升。

3.2 生产过程管控能力增强,内部效益得到提升

实现了工艺布局的优化调整,推进了生产组织方式的转变,生产过程管控能力显著增强;柔性生产单元、“配餐式”管理等改善了生产物流,消除了生产中等待、停工等浪费,生产准备时间下降 70% 左右,主要数控设备平均利用率从改善前的 54.93% 提高到 61.27%,增长 6.34%,因设备利用率提高,增加机床可运行时间,数控零件生产能力平均增长 19.2%。

3.3 质量管控水平快速提高

实现了质量控制的两个转变,优化了检验控制点的设置,改进了质量工作流程,完善了质量激励约束机制,建立了产品实现过程二级质量控制体系,实物质量逐年提高,产品合格率逐年提升。

4 结束语

航空制造企业工艺流程优化全过程管理项目应用现代管理工具和方法,创建流程测量优化的评价方法,建立工艺设计技术规范,改进制造流程,改善生产组织方式,推进质量控制模式转变,探索出了制造企业工艺流程优化全过程管理的系统方法,形成了独具特色的工作思路,对航空企业实现战略转型、技术进步、管理提升具有借鉴和指导作用,具有重要的现实意义。

参考文献

- [1] 水藏玺.企业流程优化与再造实例解读.北京:中国经济出版社,2008:42-54.
- [2] 水藏玺.流程优化与再造 实践·实务·实例.第 2 版.北京:中国经济出版社,2011:51-67.
- [3] 杜贵成.质量控制管理实务.北京:中国水利水电出版社,2008:21-44.

(责编 李丹)