

基于变角度算法的复合材料翼梁自动铺丝

AFP of Composite Wing Spar Based on Fiber Steering Algorithm

南京航空航天大学材料科学与技术学院 方宜武 王显峰 肖军 马丁 黄威

[摘要] 在采用固定角算法的复合材料“C”型翼梁自动铺丝试验中,预浸丝在翼梁的拐角区域出现严重的屈曲与皱褶。在分析了其原因的基础上,利用翼梁的结构和受力特点,使翼梁的自动铺丝轨迹尽量向测地线方向靠近,可以显著减小预浸丝在过拐角时的偏转角度,从而消除预浸丝的皱褶和屈曲。轨迹进入非可展翼梁曲面的缘条后,相邻预浸丝束间会出现无法通过自动增减纱动作进行控制的重叠或间隙,在拐角区域采用变角度轨迹设计方法消除微小的重叠或间隙,实现了“C”型翼梁的满覆性铺放,可减少缺陷,提高构件的力学性能。

关键词: 复合材料 自动铺丝 “C”型翼梁 变角度轨迹 满覆性铺放

[ABSTRACT] In the automated fiber placement (AFP) experiment of the C-shaped composite wing spars by using fixed angle algorithms (FAA), significant buckling and wrinkling of the prepreg have appeared in the edge areas of spar. In this paper, we analyze the causes of these problems and use geodesic algorithm to optimize the AFP process based on the structure and stress features of spar, which can significantly reduce the angular deflection when the prepreg is going through the edge areas. And buckling and wrinkling disappeared. Due to the adjacent geodesic trajectories of the non-developable spar surface, overlap or gap on the flanges has appeared. The overlap or gap is too small which can not cut or feed automatically by the machine. Full coverage placement is obtained by using fiber steering trajectory design method which balances out the overlap or gap in the edge areas, diminishes the defects, therefore better mechanical properties of the spar are acquired.

Keywords: Composite material Automated fiber placement C-shaped wing spar Fiber steering trajectory Full coverage placement

自动铺放技术是近 30 年来发展和广泛应用的自动化制造技术,它包括自动铺带技术(Automated Tape Laying, ATL)和自动铺丝技术(Automated Fiber

Placement, AFP)。自动铺放技术适用于生产大型飞机的大尺寸结构件^[1],其中包括大飞机的复合材料翼梁。如空客 A400M 机翼的“C”型翼梁采用 ATL 和热隔膜成型工艺相结合的方法完成,试飞成功的 A350XWB 机翼的“C”型翼梁采用 AFP 技术完成^[2]。相比于复合材料翼梁的其他传统成型工艺,利用自动铺放技术(ATL/AFP)制造机翼大梁具有成型效率高、制造精度高等优点^[3];而相对于 ATL 技术,AFP 技术在成型结构复杂、曲率变化较大的复合材料翼梁上更有优势^[4]。

国内在复合材料翼梁自动铺放这一领域刚起步不久,尚未形成完善实用的制造技术。孙成^[5]通过采用固定角算法的轨迹规划方法,对某型号飞机“C”型翼梁的缩比件进行了实际自动铺丝验证,发现在翼梁腹板和缘条相交的拐角区域出现了预浸丝明显的皱褶和屈曲,对于 $\pm 45^\circ$ 铺层这一问题更为明显,如图 1 所示。这会极大降低铺放质量及最终构件的力学性能^[6-8]。本文根据翼梁的结构特征和受力特点,采用基于变角度轨迹设计的方法,利用南京航空航天大学自主设计的七轴联动 8 丝束自动铺丝系统进行实际铺放验证,以优化铺层的铺放质量。

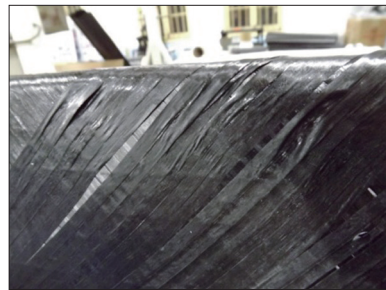


图1 拐角区域预浸丝的皱褶和屈曲

Fig.1 Buckling and wrinkling of the prepreg in the edge area

1 固定角算法中折边区域预浸丝的变形

实际翼梁缘条是小曲率曲面,为方便讨论,将腹板和缘条均视为平面,从而可将翼梁展开成如图 2 所示平面区域^[9],其中 $ABCD$ 为展开的腹板(Web), ABB_1A_1 和 DCC_1D_1 为展开的缘条(Flange), $ABNM$ 和 $DCKH$ 为展开的拐角(Radius Corner)。在同一铺层内铺放轨迹始终与参考线成一固定的铺层角,这种铺丝轨迹设计方法

称为固定角度法^[10]。翼梁各相邻面以接近垂直的方式相交形成折边区域,在固定角算法的轨迹规划中,在各面内分别建立参考系,作为铺丝轨迹在各面内的参考:缘条 ABB_1A_1 和 DCC_1D_1 面内参考系 0° 方向定义为与其各自的长边 AB 和 CD 平行的方向, 90° 方向定义为与其各自的短边 AA_1 和 DD_1 平行的方向;腹板 $ABCD$ 面内参考系 90° 方向为其边 AD 方向, 0° 方向垂直于边 AD 。为便于标记,将腹板 $ABCD$ 记为 W ,缘条 ABB_1A_1 和 DCC_1D_1 分别记为 F_1 、 F_2 ,拐角 $ABNM$ 和 $DCKH$ 分别记为 R_1 、 R_2 。

以 45° 铺层的某一轨迹线 $P_0P_1P_2P_3$ 为例,具体某一角度的铺层规划大致过程为:以缘条 F_2 某一边 D_1C_1 上一点 P_0 为其轨迹起点,为保证在 F_2 内铺放角度为 45° ,以 F_2 内坐标系为参考,在 F_2 内轨迹段 P_0P_1 始终与 CD 成 45° ;当轨迹经过缘条与腹板的相交线 CD 上临界点 P_1 进入腹板 W 后,为保证同一铺放角度,以 W 内坐标系为参考,轨迹线 P_1P_2 始终与 AD 成 45° ;当轨迹经过缘条与腹板的相交线 AB 上临界点 P_2 进入缘条 F_1 后,为保证同一铺放角度,轨迹线 P_2P_3 以 F_1 内坐标系为参考,始终与 AD 成 45° ;这样,在翼梁表面就得到一条完整的 45° 铺层的轨迹线。类似地, 0° 铺层、 90° 铺层和 -45° 铺层按照相同的方法进行规划,取关键点,最终得到该角度铺层的完整轨迹。

铺放轨迹与参考线成一固定值会使预浸丝在折边区域发生较大的偏转,从而造成预浸丝发生较大的屈曲和皱褶。以预浸丝过折边 AB 为例,延长 P_1P_2 交 A_1B_1 于 P'_3 ,根据图 2 所示几何关系,算得预浸丝在折边 AB 处的偏转角度为:

$$\varphi_\alpha = \pi - \left(\alpha + \frac{\pi}{4} \right) - \frac{\pi}{4} = \frac{\pi}{2} - \alpha, \quad (1)$$

类似地,预浸丝在折边 CD 处的偏转角度为

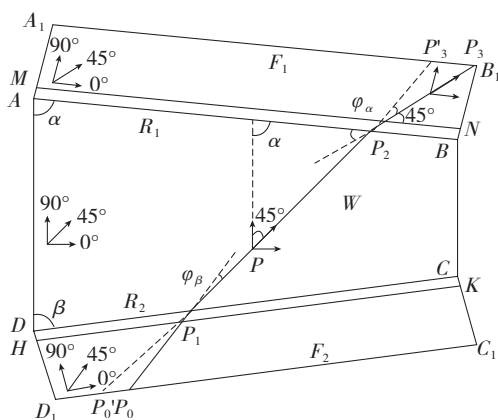


图2 翼梁展开示意图
Fig.2 Diagram of developed spar

$$\varphi_\beta = \pi - \left(\beta + \frac{\pi}{4} \right) - \frac{\pi}{4} = \frac{\pi}{2} - \beta, \quad (2)$$

本试验所用翼梁中 $\alpha=80.894^\circ$, $\beta=87.489^\circ$,算得 $\varphi_\alpha=9.106^\circ$, $\varphi_\beta=2.511^\circ$ 。通常预浸丝所允许的侧向弯曲量很小^[11-12], φ_α 、 φ_β 远大于其所允许的最大偏转量,从而造成图 1 所示的预浸丝出现较大的屈曲和皱褶。此外,可以看出在翼梁自动铺丝的固定角算法轨迹规划中,翼梁腹板折边的倾角 α 、 β 越小,规划轨迹的偏转变量越大,在实际铺放过程中预浸丝的屈曲和皱褶越严重。因此,在满足结构力学性能的前提下,应使预浸丝的侧向偏转角度尽量减小,即将预浸丝轨迹由结构设计确定的铺放方向按特定方式向测地线方向偏转。

2 基于变角度算法的数学模型

2.1 基于变角度的轨迹设计方法

在飞机机翼服役过程中,翼梁腹板主要承受剪切力,需优先确保在腹板内有一定数量的 $\pm 45^\circ$ 铺层^[13]。翼梁缘条主要承受拉压应力,需优先确保在缘条面内有一定数量的 0° 铺层。实际服役中的机翼大梁由很多翼肋、桁条、壁板、蒙皮等结构作为支撑,使机翼成为一个稳定的框架结构^[14]。因此一般的飞机结构设计要求翼梁缘条的曲率较小,以使得缘条与小曲率的蒙皮和壁板进行良好衔接。本文翼梁模具两侧的缘条为斜柱面,“C”型翼梁整体铺放面为非可展曲面。腹板内 45° 铺层沿测地线轨迹进入缘条后,相邻预浸丝束间会出现重叠或间隙,由于缘条曲率较小,重叠或间隙量小于半根预浸丝的宽度,以致无法通过自动铺丝机进行增减纱动作。但这一重叠或间隙量仍会降低后续铺层的铺放质量和构件固化质量。此时可通过变角度轨迹设计的方法,利用纤维可偏转的特性,在间隙或叠加区域使预浸料在理论轨迹的基础上略微偏转,从而使得各丝束间平行铺放,以达到消除间隙或重叠的目的。

变角度轨迹设计方法是基于构件承载和内力分布特征而进行的轨迹优化设计方法,设计各铺放邻域(邻近铺放点的铺放曲面域)内的纤维方向随载荷特征变化,可实现铺丝轨迹优化以提高构件单层的力学性能^[10]。Gürdal 等^[15-17]提出的变刚度设计方法极大发挥了碳纤维的可设计性。研究中发现,带孔复合材料层合板中纤维沿变角度的曲线铺放时力学性能要强于单一方向规划^[18-20]。因此,在翼梁局部区域采用变角度轨迹设计的方法,可消除相邻预浸丝束间的重叠和间隙,实现翼梁曲面的满覆性铺放。这一设计思想可用于小曲率非可展曲面的自动铺丝技术。

固定角算法中预浸丝的偏转发生在拐角 R 及其附近区域,拐角 R 的倒角半径较小,即图 2 中 AM 和 DH

值较小,这使得预浸丝较大的偏转角度 φ 集中于狭窄的 R 处,导致 R 区域出现预浸丝的皱褶和屈曲,降低,后续铺放质量和翼梁力学性能。以 $i-1$ 和 i 基于测地线算法的 θ 铺层轨迹的相邻两条轨迹由腹板 W 进入缘条 F 为例,缘条 F 的柱面半径为 r ,弧长为 S 。若以 θ_{i-1} 和 θ_i 分别表示轨迹 $i-1$ 和 i 在与拐角折边的交点处与折边的夹角,通过一定的方式建立坐标系,相邻轨迹线进入 F 后的重叠或间隙角度为:

$$\Delta\theta_i = \theta_i - \theta_{i-1} \quad (3)$$

铺放完整 θ 铺层需要的预浸丝的总偏转角度 $\Delta\gamma$ 为:

$$\Delta\gamma = \frac{S}{R} = \sum_0^n \Delta\theta_n \quad (4)$$

其中 n 为总的轨迹数。

固定角算法轨迹将需要偏转的角度集中于点 Q (或 R 内一小区域),变角度轨迹设计方法则通过延长偏转距离避免偏转集中,如图3所示。图中虚线 $Q_0Q_1Q_2$ 为固定角度轨迹,预浸丝沿 $Q_0Q_1Q_2$ 运动在 Q 点发生较大的角度偏转 φ ,由于 φ 通常远远大于预浸丝所允许的侧向偏转量,使得预浸丝在拐角 R 上发生皱褶和屈曲。此时若在腹板 W 内选取点 Q_0 ,轨迹线在 Q_0 偏转 $\Delta\alpha_1$,行走一小段距离后到点 Q_1 ,轨迹线在点 Q_1 偏转 $\Delta\alpha_2$ 行走一小段距离后到点 Q_2 ,最终得到一系列偏转点 $Q_0, Q_1, Q_2, \dots, Q_{n-1}, Q_n$,对应于各点处的偏转小角度依次为 $0, \Delta\alpha_1, \Delta\alpha_2, \dots, \Delta\alpha_{n-1}, \Delta\alpha_n$,且每一角度 $\Delta\alpha_n$ 均在纤维所允许的偏转范围内,此时不会发生预浸丝的皱褶和屈曲,却可以在一定区域内使得轨迹按特定的方向进行,且有:

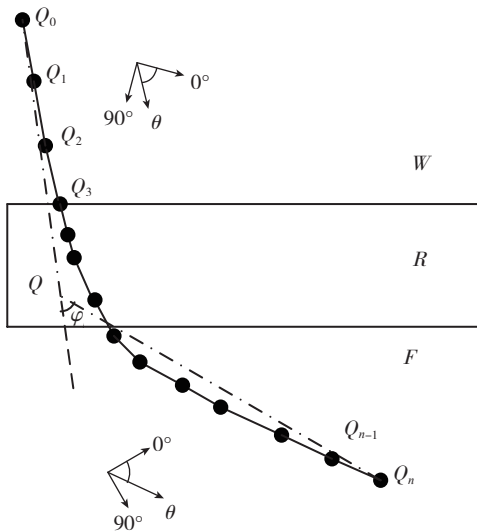


图3 变角度轨迹设计示意图

Fig.3 Diagram of fiber steering trajectory design

$$\sum_0^n \Delta\alpha_n \geq \varphi \quad (5)$$

这样,通过将 $Q_0Q_1Q_2$ 上集中于 Q 的较大偏转量 φ 分散在 $Q_0Q_1Q_2 \dots Q_{n-1}Q_n$ 上的各点,消除了皱褶和屈曲。

2.2 变角度轨迹设计方法的数学算法

如图4所示,在三角化网格曲面中,第 i 条轨迹 $Q_0Q_1Q_2$ 经过2个相邻的三角面片,其中关键点 Q_1 位于2个三角面片的相交边线 D_0D_1 上,为保证无间隙和重叠的铺放,轨迹 i 需偏转角度为(此处假设顺时针偏转为正,逆时针偏转时负),此时只需求出轨迹 i 经偏转后在三角面片边界上的交点 Q_2' ,新得到的轨迹 Q_1Q_2' 即为最终铺丝路径 i' 。

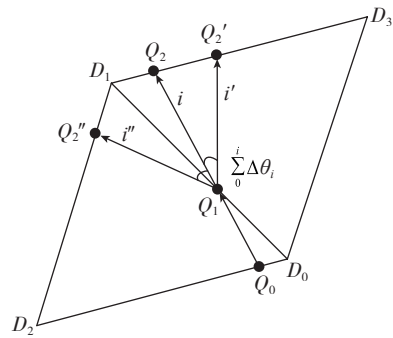


图4 轨迹偏转求解示意图

Fig.4 Diagram of the deflecting trajectory

在网格化三角面片中,三角面片的顶点坐标是已知的,分别设为 $D_0(a_0, b_0, c_0), D_1(a_1, b_1, c_1), D_2(a_2, b_2, c_2)$ 和 $D_3(a_3, b_3, c_3)$,已知的轨迹线 $Q_0Q_1Q_2$ 上的关键点坐标 $Q_1(X_1, Y_1, Z_1)$ 和 $Q_2(X_2, Y_2, Z_2)$;待求轨迹点坐标设为 $Q_2'(X, Y, Z)$ 。向量夹角公式为:

$$\cos(\overrightarrow{Q_1Q_2}, \overrightarrow{Q_1Q_2'}) = \frac{\overrightarrow{Q_1Q_2} \cdot \overrightarrow{Q_1Q_2'}}{|\overrightarrow{Q_1Q_2}| \cdot |\overrightarrow{Q_1Q_2'}|} \quad (6)$$

点 Q_2' 在三角面片边 D_1D_3 上的向量表达式为:

$$\overrightarrow{D_1Q_2'} = \lambda \cdot \overrightarrow{Q_2'D_3} \quad (7)$$

其中, λ 为任意实数。分别在式(5)、式(6)中代入点坐标,得:

$$\cos \sum_0^i \Delta\theta_i = \frac{(X_2 - X_1) \cdot (X - X_1) + (Y_2 - Y_1) \cdot (Y - Y_1) + (Z_2 - Z_1) \cdot (Z - Z_1)}{\sqrt{(X_2 - X_1)^2 + (Y_2 - Y_1)^2 + (Z_2 - Z_1)^2} \cdot \sqrt{(X - X_1)^2 + (Y - Y_1)^2 + (Z - Z_1)^2}} \quad (8)$$

$$(X - a_1, Y - b_1, Z - c_1) = \lambda(a_3 - X, b_3 - Y, c_3 - Z) \quad (9)$$

联立式(8)和式(9)可解得坐标 $Q_2'(X, Y, Z)$ 。

3 试验

本文以实验室自主研制的龙门式七轴联动 8 丝束自动铺丝系统为基础,对某一大飞机机翼翼梁曲率变化最大的一段进行实际铺放验证。翼梁上、下缘条 F_1 和 F_2 的折边 AB 和 CD 均为圆弧,弧长分别为 $S_1=1642.132\text{mm}$, $S_2=1630.56\text{mm}$; 缘条柱面半径分别为 $r_1=20800\text{mm}$, $r_2=40000\text{mm}$; 翼梁长度(AD 和 BC 间的距离)为 $l=1630\text{mm}$; 且腹板两端倾角为 $\alpha=80.894^\circ$, $\beta=87.489^\circ$ 。由于 45° 铺层在过拐角时预浸丝的皱褶和屈曲最严重,因此对 45° 轨迹进行基于测地线算法的变角度轨迹规划,并进行实际铺放验证。算得预浸丝在上下折边处的偏转角度分别为 $\varphi_\alpha=9.106^\circ$ 和 $\varphi_\beta=2.511^\circ$ 。

试验所用材料为美国 CYTEC 公司生产的 CYCOM 5320-1FP/T40/800B 预浸纱,预浸纱单丝宽度为 6.35mm ,厚度为 0.125mm 。自动铺丝环境温度为 10°C ,空气相对湿度为 45% ,根据文献 [5] 得出的最佳铺放工艺参数,设置铺放温度设为 36°C 、铺放压力设为 180N 、铺放速度设为 50mm/s 。当模具质量较大时,通过旋转芯轴的方式会造成较大的误差补偿,并容易降低实际铺放精度 [21]。为了提高铺放精度,可采用在水平面固定模具的方式进行自动铺丝。采用 Visual C++ 6.0 软件编程实现上述算法的软件开发,验证了基于测地线算法的复合材料翼梁变角度轨迹设计的方法。图 5 所示为自动铺丝机在固定芯模上按测地线算法铺放的 45° 铺层。

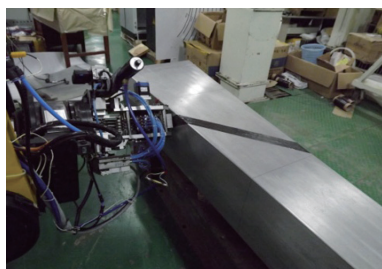
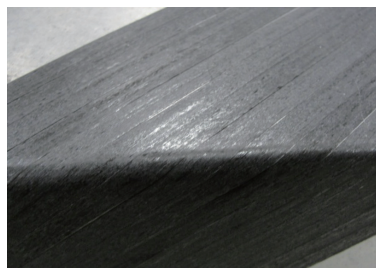


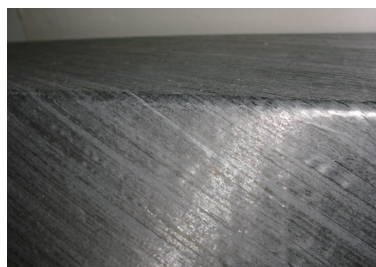
图5 自动铺丝机铺放的 45° 铺层
Fig.5 Layer with AFP in the angle of 45°

4 结果与讨论

图 6 为实际铺放验证的 45° 铺层在拐角区域的铺覆情况,预浸丝束在过拐角前、后排列整齐,分布均匀,没有重叠和间隙,没有出现预浸丝的皱褶和屈曲。可见对于翼梁这种存在曲率变化较大的拐角区域的构件,通过测地线算法的轨迹规划方法可以减小预浸丝的侧向偏转角度,避免预浸丝因偏转角度超出其所允许的范围而引起皱褶和屈曲;通过在拐角区域进行变角度轨迹设计的方法,消除了预浸丝在缘条区域内的重叠或间隙。在翼梁的自动铺丝中结合这 2 种方法,铺层平整,铺放



(a) 铺在拐角区域的预浸丝

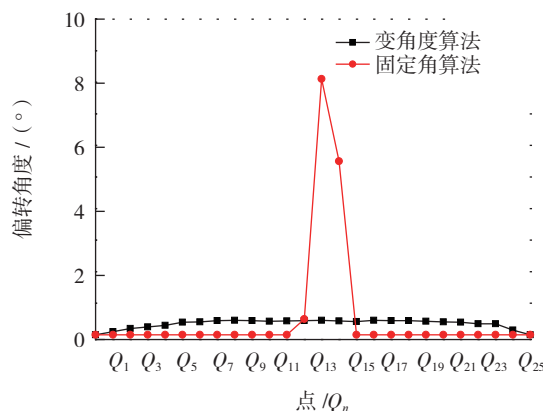


(b) 贯穿拐角区域与边缘的预浸丝

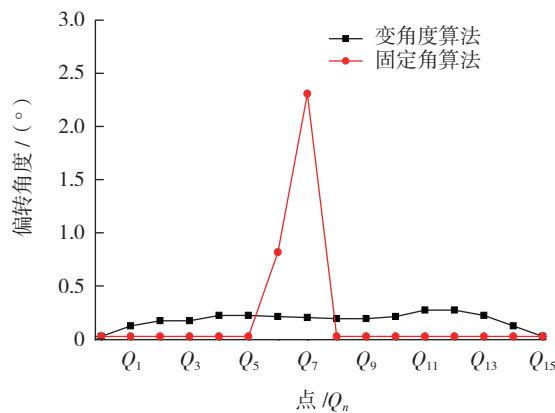
图6 45° 铺层的拐角区域

Fig.6 Radius corner of 45° layer

质量得到很大提高,从而也提高了固化后翼梁的力学性能。



(a) R_1



(b) R_2

图7 拐角区域铺放点处的偏转角度

Fig.7 Deflection angles of laying points in the radius corner

图7为变角度轨迹设计中在翼梁拐角及附近区域取的系列点及每个点处的偏转角度大小,其中横坐标表示铺丝头运行至所取点 Q_n 的位置,纵坐标表示铺丝头在点 Q_n 时铺丝头相对于所在曲面(W 、 F_1 或 F_2)参考系的侧向偏转角度。图7(a)、(b)分别为翼梁拐角 R_1 、 R_2 区域的取点和角度偏转情况:拐角 R_1 曲率半径 $r_1=20800\text{mm}$ 较小,总偏转角度 $\varphi_\alpha=9.106^\circ$ 较大,因此在拐角 R_1 附近选取25个偏转点,约每隔10mm取一个点;拐角 R_2 曲率半径 $r_2=40000\text{mm}$ 较大,总偏转角度 $\varphi_\beta=2.511^\circ$ 较小,在拐角 R_2 附近选取15个偏转点,约每隔8mm取一个点。通过将总偏转角 φ_α 、 φ_β “均分”到各个偏转点,避免了总偏转角度集中于一个点或某一小区域的情形,从而避免了预浸丝的皱褶和屈曲。从图7也可看出,当偏转总角度一定时,选取偏转点 Q_n 的个数越多,每个点处预浸丝的偏转角度越小。选取时应根据构件结构特点和实际需要做相应的灵活性调整。

参考文献

[1] 肖军,李勇,李建龙. 自动铺放技术在大型飞机复合材料构件制造中的应用. 航空制造技术,2008(1): 50-53.

[2] Griffiths B. Focus on design: composite wing spars carry the western world's biggest turboprop engines. High Performance Composites, 2006, 14(4): 60-62.

[3] Gardiner G. A350 XWB update: smart manufacturing. High Performance Composites, 2011, 19(9): 54-60.

[4] Marsh G. Wing worker for the world. Reinforced Plastics, 2010, 54(3): 24-28.

[5] 孙成. 复合材料翼梁自动铺丝技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

[6] Adams D O H, Hyer M W. Analysis of layer waviness in flat compression-loaded thermoplastic composite laminates. Journal of Engineering Materials and Technology, 1996, 118(1): 63-70.

[7] Mariatti M, Nasir M, Ismail H. Effect of prepreg geometry on the prepreg and plain weave composite properties. Journal of Reinforced Plastics and Composites, 2002, 21(8): 711-722.

[8] 熊文磊. 基于网格化曲面的自动铺丝轨迹规划研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.

[9] 梅向明,黄敬之. 微分几何. 北京: 高等教育出版社, 2005: 120-126.

[10] 李俊斐. 基于结构设计的开孔曲面自调节铺丝轨迹规划算法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

[11] Gutowsky T G. 先进复合材料制造技术. 李宏运译. 北京: 北京化学工业出版社, 2004.

[12] Beakou A, Cano M, Le Cam J B, et al. Modelling slit tape buckling during automated prepreg manufacturing: A local approach. Composite Structures, 2011, 93(10): 2628-2635.

[13] 冯振宇,邹田春. 复合材料飞机结构合格审定. 北京: 航空工业出版社, 2012: 38-43.

[14] 汝少明. 歼强飞机机构造学. 北京: 海潮出版社, 1998: 16-39.

[15] Gürdal Z, Olmedo R. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations—variable stiffness concept. AIAA Journal, 1993, 31(4): 751-758.

[16] Olmedo R, Gürdal Z. Buckling response of laminates with spatially varying fiber orientations.//Proceedings of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 34th structures, structural dynamics, and materials conference. 1993, 1: 2261-2269.

[17] Waldhart C J, Gürdal Z, Ribbens C. Analysis of tow placed, parallel fiber, variable stiffness laminates.//Proceedings of the 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials (SDM) conference, Salt Lake City, 1996.

[18] Katz Y, Haftka R T, Altus E. Optimization of fiber directions for increasing the failure load of a plate with a hole.// Proceedings of ASC technical conference, 1989: 62-71.

[19] Hyer M W, Charette R F. Use of curvilinear fiber format in composite structure design. AIAA Journal, 1991, 29(6): 1011-1015.

[20] Hyer M W, Lee H H. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes. Composite Structures, 1991, 18(3): 239-261.

[21] 陈汝训. 复合材料壳体缠绕芯轴设计分析. 固体火箭技术, 2007, 30(4): 342-344. (责编 志一)

(上接第83页)

[22] Lamontia M A, Gruber M B. Remaining developments required for commercializing in situ thermoplastic ATP. SAMPE 2007, Baltimore MD, 2007.

[23] Sonmez F O, Akbulut M. Process optimization of tape placement for thermoplastic composites. Composites: Part A, 2007, 38:2013-2023.

[24] 肖军,李勇,文立伟,等. 树脂基复合材料自动铺放技术进展. 中国材料进展, 2009, 28(6):28-32.

[25] 孙成. 复合材料翼梁自动铺丝技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.

[26] 李志猛,杨涛,杜宇. 热塑性预浸丝铺放过程中温度场数学模型及其仿真. 宇航材料工艺, 2012(3):20-23.

[27] 马岩. 热塑性复合材料纤维铺放成型加热和冷却工艺技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.

[28] Lamontia M A, Gruber M B, Waibel B J, et al. Contoured tape laying and fiber placement heads for automated fiber placement of large composite aerospace structure.//34th ISTC, Baltimore, MD, 2002.

[29] Goodman D L, Byme C A, Moulton R, et al. Automated tape placement with in-situ electron beam cure.//The 44th International SAMPE Symposium and Exhibition, 1999.

[30] Vasile C, Kulshreshtha A K. Handbook of polymer blends and composites. Shrewsbury: Rapra Technology Ltd, 2002.

[31] 益小苏. 先进复合材料制造技术. 北京: 国防工业出版社, 2006.

[32] 张小辉,段玉刚,李涤尘,等. 原位光固化复合材料纤维铺放制造工艺. 航空制造技术, 2011(15): 45-48.

[33] 赵新明,段玉刚,刘潇龙,等. 低能电子束原位固化树脂基复合材料纤维铺放制造及性能. 机械工程学报, 2013, 49(11):121-127. (责编 志一)